TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH

(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

ROK III ZESZYT 2–3 GRUDZIEŃ 1948

WYDAWCA: INSTYTUT WYDAWNICZY SIMP

Warunki ogłaszania prac w „Technice Lotniczej".

1. Redakcja „Techniki Lotniczej" przyjmuje do druku jedynie prace nigdzie przed tym nie drukowane.

2. Prace zgłaszane do „Techniki Lotniczej" powinny być wykończone pod względem układu treści i stylu, ponadto zgodne z pisownią Polsk ej Akademii Umiejętności.

3. Do druku mogą być zgłaszane zarówno prace oryginalne, jak kompilacyjne oraz tłumaczenia ew. streszczenia najcenniejszych artykułów obcych, przy czym należy szczegółowo podać źródła, z których autor korzystał.

4. Redakcja zastrzega sobie prawo czynienia poprawek i skrótów w tekście z tym, że ważniejsze poprawki lub uzupełnienia zostaną uzgodnione z autorem.

5. Nadesłane artykuły kwalifikuje Komitet Redakcyjny T. L., który może zaprosić do współpracy wybranego przez siebie koreferenta, specjalistę danegodziału.

6. Redakcja zastrzega sobie prawo do przerysowania lub przerobienia rysunków i wykresów, o ile będą one wykonane w sposób, nie nadający się do wykonania klisz.

7. Każdy nadesłany artykuł powinien być zaopatrzony w krótkie, nie przekraczające 15 wierszy streszczenie — w miarę możności w jęz. angielskim.

8. Prace należy nadsyłać pod adresem: Redakcja „Techniki Lotniczej", Warszawa, ul. 6 sierpnia 24.

9. Redakcja nie odpowiada za poglądy wyrażone przez autorów.

TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH (KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK III **ZESZYT 2–3** **GRUDZIEŃ 1948 r.**

KONGRES JEDNOŚCI

Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych wita z radością kres rozbicia klasy robotniczej Polski. Powołana do życia w historycznym dniu 15 grudnia 1948 r. Polska Zjednoczona Partia Robotnicza to awangarda polskiego ludu pracującego. Tylko ona zdolna będzie poprowadzić klasę robotniczą Polski w sojuszu z mało i średnio-rolnym chłopstwem i inteligencją pracującą do walki o nowy, wyższy ustrój gospodarki planowej, ustrój, który nie zna nędzy i wyzysku człowieka przez człowieka, kryzysów i bezrobocia. Ustrój, który będzie rękojmią rozwoju gospodarczego, naukowego i kulturalnego Polski, — ustrój socjalistyczny.

Albowiem „socjalizm, to nie tylko sprawiedliwy podział wytwarzanych społecznie produktów pracy, ale to przede wszystkim najwyższy poziom sił wytwórczych, jakie pozwala rozwinąć i osiągnąć nowoczesna wiedza techniczna". A więc socjalizm to całkowite zwycięstwo sił postępu nad siłami wstecznictwa, zwycięstwo przodującej kultury i praw, nauki i techniki, zastosowanej dla podniesienia dobrobytu mas pracujących, a gdy zajdzie potrzeba, dla obrony kraju.

Lotnictwo zaś, to nowoczesna nauka, technika, komunikacja i obronność kraju.

Polscy Inżynierowie i Technicy nie stoją poza nawiasem wydarzeń historycznych, na uboczu przemian ustrojowych i społecznych Polski, która poprzez ustrój Demokracji Ludowej zdąża do socjalizmu. Odrzucamy fałszywą tezę rzekomej „apolityczności" nauki. Pomni mroków okupacji hitlerowskiej nie chcemy powrotu sanacyjnego faszyzmu Polski przedwrześniowej, a jako najlepszą gwarancję uważamy socjalistyczny ustrój Polski.

Ustrój socjalistyczny to w dobie obecnej nie eksperyment, lecz realny 31-letni dorobek ZSRR. Ustrój ten zamienił Związek Radziecki z kraju zacofanego pod każdym względem, a zwłaszcza pod względem rozwoju techniki i obronności w kraj obecnie przodujący, jedyny kraj, który rozbił faszyzm hitlerowski, kraj, który dziś jest ostoją pokoju. Tylko fakt istnienia kraju socjalizmu — ZSRR. i sojuszu Polski z nim jest gwarancją, że nie powtórzy się 1939 r.

Dlatego walka o socjalizm — musi być wykorzystaniem bogatego doświadczenia Związku Radzieckiego. „Doświadczenia ZSRR. to przykład, jak ustrój socjalistyczny przyśpiesza i ułatwia wzrost dobrobytu, wiedzy i kultury społeczeństwa".

Witamy Polską Zjednoczoną Partię Robotniczą, której odziedziczone piękne tradycje nieugiętej walki o socjalizm w Polsce pozwalają polskiemu technikowi i inżynierowi śmiało patrzeć w przyszłość.

ZWIĄZEK POLSKICH INŻYNIERÓW
I TECHNIKÓW LOTNICZYCH

Inż. Franciszek JANIK.
Główny Instytut Lotnictwa.

Obliczanie osiągów samolotu.

WSTĘP I GŁÓWNE OZNACZENIA

W obliczeniach prototypów samolotów utarł się u nas zwyczaj liczenia osiągów metodą bardzo uproszczoną, polegającą na założeniu z góry pewnego ryczałtowego η śmigła zawierającego już w sobie zmianę mocy z powodu zmiany obrotów. Takie ujęcie sprawy obliczeń osiągów nie wydaje się być słuszne, nawet jeśli uwzględnimy rutynę konstruktorów, pozwalającą na ocenę osiągów z dość dużym przybliżeniem. Nawet dobra ocena winna być uzasadniona rachunkiem — zresztą tak samo jak w obliczeniach wytrzymałościowych.

Celem niniejszego artykułu jest podanie jednej z dokładniejszych metod obliczenia osiągów samolotu, stosowanej za granicą. Opracowanie tej metody na przykładzie dostosowane jest do bezpośredniego użytku, jeśli chodzi np o korzystanie z wykresów, czy układanie tabelek obliczeniowych.

Na wstępie omówimy jeszcze kwestię oznaczeń współczynników siły nośnej i oporu. Otóż Niemcy, Anglicy i Amerykanie oznaczają je przez c_a, c_w względnie c_L, c_D co jest słuszne — zaś Francuzi i za nimi Polacy przez c_z lub c_y i c_x. Ten ostatni sposób oznaczania nie jest niczym uzasadnionym, a utrzymuje się tylko dzięki tradycji. Jeszcze przed wojną autor zwracał się do prof. Witoszyńskiego, który był najwyższym autorytetem w tej dziedzinie, aby zechciał zrewidować ten sposób oznaczania. Również po wojnie proponował profesorom uczelni lotniczych zmianę tych oznaczeń. Korzystając z okazji ukazania się pierwszego powojenego numeru Techniki Lotniczej proponuje on zastąpić dawne oznaczenia c_y i c_x przez c_i i c_v.

Uzasadnienie tej propozycji jest następujące:

Opór ma zawsze kierunek *wektora szybkości* — niezależnie od przyjętych układów osi współrzędnych. Stąd i składowa siły aerodynamicznej na kierunek szybkości winna posiadać *indeks v* tego wektora, jak to jest ogólnie przyjęte w mechanice przy rzutowaniu na osie układu tym bardziej, że układ osi *xyz* jest zwykle związany z samolotem, a nie z torem lotu. Natomiast wypór posiada kierunek szybkości *indukowanej* i winien być określony indeksem *i*. A zatem oznaczenia c_i i c_v na współczynniki wyporu i oporu mają wszelkie szanse, aby się stały oznaczeniami międzynarodowymi.

W tekście będą stosowane następujące ważniejsze oznaczenia:

c_i — współczynniki wyporu (siły nośnej).

c_v — „ oporu

$\varkappa = \frac{c_i^3}{c_v^2}$ — „ mocy

N_0 [KM] moc silnika na wysokości $h = 0$

N „ „ „ „ „ $h \neq 0$

N_p „ „ pobierania przez śmigło (propeller)

N_r „ „ potrzebna do lotu poziomego (required)

N_k „ „ „ na kącie minimum mocy.

— Sprawność śmigła

n [obr./min.] obroty na minutę

n_s obroty na sekundę

$\sigma = \rho/\rho_0$ stosunek gęstości powietrza [$\rho_0 = 1/8$.]

$D = 2R$ [m] średnica i promień śmigła

λ posuw względny

ψ współczynnik ciągu śmigła.

μ „ momentu oporowego śmigła

β [stopnie] kąt nastawienia łopatki śmigła.

H/D — względny skok śmigła.

v [km/godz.] — szybkość wzdłuż toru lotu

v_k [km/godz.] — „ pozioma w locie na minimum mocy

v [m/sek.] — „ wzdłuż toru.

k współczynnik redukcji mocy z wysokością

d „ „ „ przez dławienie.

$$\tau = \frac{N_r}{N_k} \qquad x = \frac{v}{v_k}$$

A. RÓWNANIE MOCY.

Do obliczenia osiągów musimy znać moc silnika N i jego charakterystykę, moc pobieraną przez śmigło N_p i jego charakterystykę, oraz moc potrzebną do lotu N_r (required), czyli charakterystykę aerodynamiczną samolotu. Dla uproszczenia zagadnienia omówimy najpierw charakterystykę silników niewysokościowych, bezsprężarkowych i śmigieł o stałych łopatkach. Założenia te w niczym nie zmienią metody obliczeń, jeśli chodzi o całość zagadnienia.

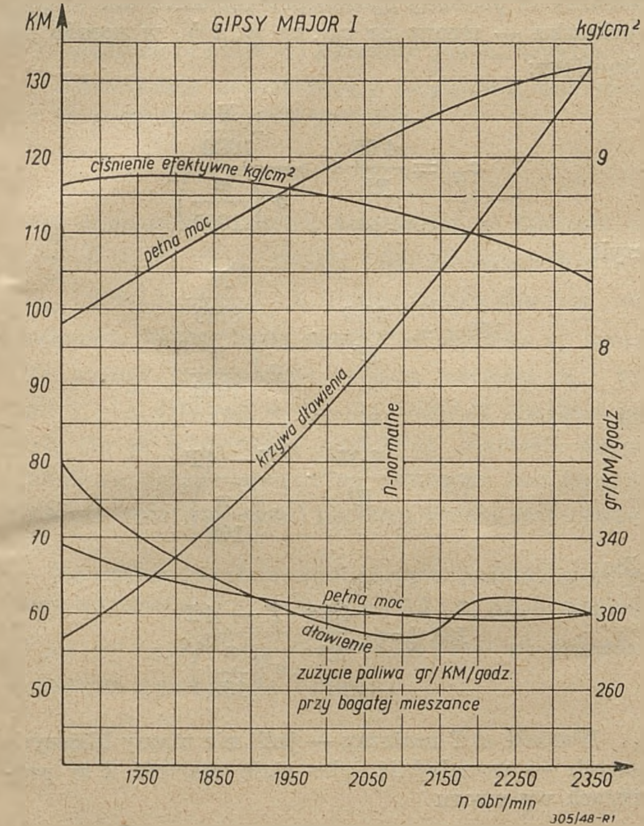
Obliczenie osiągów polega na określeniu obrotów śmigła (lub silnika) n i szybkości samolotu v km/godz. Te dwie niewiadome dają się wyznaczyć z równań

$$N = N_p \quad \text{i} \quad \eta N_p = N_r$$

Równanie pierwsze daje związek między obrotami i szybkością lotu, czyli $n = f(v)$, zaś z drugiego równania możemy określić pary wartości n i v spełniające warunki równości mocy dla lotu poziomego.

B. CHARAKTERYSTYKA SILNIKA.

Zwykle mamy podaną charakterystykę silnika przez wytwórnię w formie wykresu $N_0 = f(n)$, (wykres Nr. 1), gdzie N_0 odnosi się do warunków atmosferycznych $b = 760$ *mm Hg* i $t = 15^0$C, czyli dla



(Wykres 1).

gęstości $\rho = \rho_0$. Na zmianę mocy z wysokością posiadamy różne wzory redukcyjne. Tu również zastrzegamy się, że podany poniżej wzór Hopfa, aczkolwiek bardzo prosty, a wystarczająco dokładny — może być zastąpiony innym bardziej dokładnym, gdyż chodzi nam tutaj tylko o podanie ogólnej metody, na którą nie wpływają te czy inne wzory redukcyjne. Dla przykładu więc zakładamy, że moc silnika na wysokości, gdzie panuje gęstość powietrza ρ czyli $\sigma = \rho / \rho_0$, wynosi:

$$N = N_0 \frac{\sigma - 0{,}15}{0{,}85} = k\, N_0 = f(n,\sigma)$$

C. CHARAKTERYSTYKA ŚMIGŁA.

Śmigło charakteryzują aerodynamicznie: jego średnica D, oraz bezwymiarowe współczynniki: ciągu ψ, momentu oporowego μ, albo mocy c_p, i sprawności η. Współczynniki ψ, μ i η podane są dla *rodziny śmigieł* albo na podstawie obliczeń, albo na podstawie dmuchań w tunelu — w zależności od posuwu $\gamma = \frac{v}{\omega R}$

Rodzinę śmigieł rys. 2 znamionuje użycie tych samych profilów i to samo ich rozmieszczenie wzdłuż promienia łopatki — czyli następujące bezwymiarowe współczynniki geometryczne zależne od położenia, czyli od $\frac{r}{R}$:

a) profil
b) t/D — stosunek szerokości łopaty (cięciwy profilu) do średnicy śmigła
c) g/t — grubość względna profilu
d) f/R^2 — względna wartość pola przekroju łopatki
e) c/R — względna odległość środka mas łopatki od płaszczyzny śmigła.

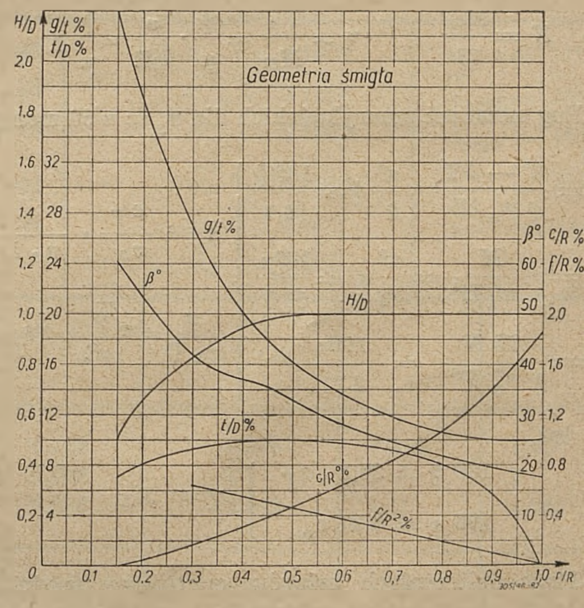
Poza tym Amerykanie stosują jeszcze następujące współczynniki, które służą do porównywania charakterystyki śmigieł nie należących nawet do tej samej rodziny.

AF (activity factor) — współczynnik aktywności
SF (solidity factor) — współczynnik wypełnienia
przy czym

$$AF = \frac{100000}{16} \int_{0,2}^{1} \frac{t}{D} \left(\frac{r}{R}\right)^3 d\left(\frac{r}{R}\right)$$

gdzie r = odległość danego przekroju od osi śmigła zaś

$$SF = \frac{4\,i}{\pi D^2} \int_{0,2\,R}^{R} t\, dr$$



(Wykres 2).

które dają się łatwo obliczyć, skoro mamy dane $t/D = f(r/R)$. Aby dwa śmigła były geometrycznie podobne potrzeba jeszcze spełnienia warunku tego samego względnego skoku $H/D = f(r/R)$, czyli jedna-

kowego nastawienia łopatek. Jeśli kąt nastawienia łopatki w danym przekroju wynosi β, to skok śmigła ma wartość

$$H = 2\pi\, r\, tg\beta$$

czyli

$$\frac{H}{D} = 2\pi \frac{r}{D}\, tg\beta = f\left(\frac{r}{R}\right)$$

Zamiast względnego skoku H/D możemy więc podawać wartość $\beta = f\,(r/R)$. Dla $H/D = const.$ musi być $r\; tg\beta = const.$ Jeśli stosunek względnych skoków, czyli wartość

$$\frac{H_1}{D_1} = \frac{H_2}{D_2} = f\left(\frac{r}{R}\right) = const.,$$

to śmigło należy do tej samej rodziny, a różni się tylko wartością H/D dla $r = R$, którą podajemy jako wartość charakterystyczną. Amerykanie podają to jako wartość β dla $r = 0{,}75\ R$.

Mając daną charakterystykę aerodynamiczną rodziny śmigieł jak na wykr. 6 dla kilku wartości H/D względnie β dla $r = 0{,}75\ R$, możemy ją wyinterpolować dla dowolnej wartości H/D, zależnie od praktycznej potrzeby.

Oznaczając przez $q_0 = \frac{\rho}{2}\ (R\omega)^2$ i przez ΔT opór gondoli lub kadłuba, otrzymamy współczynniki aerodynamiczne w postaci:

$$\psi = \frac{T - \Delta T}{q_0\, \pi\, R^2} \qquad \mu = \frac{M}{q_0\, \pi\, R^3} = \frac{75\ N}{q_0\, \pi\, R^3 \omega} \quad \text{gdyż}$$

$$N = \frac{M\omega}{75} \qquad \eta = \frac{T v}{M\omega} = \frac{\psi}{\mu} \cdot \frac{v}{\omega R} = \frac{\psi}{\mu}\chi$$

Według oznaczeń amerykańskich dla $n_s = n/60$ mamy:

$$c_T = \frac{T - \Delta T}{\rho\, n_s^2\, D^4} = \frac{\pi^3}{8}\psi = \frac{100\,\psi}{25{,}8}$$

$$c_Q = \frac{M}{\rho\, n_s^2\, D^5} = \frac{\pi^3}{16}\mu = \frac{100\mu}{51{,}6}$$

$$c_p = \frac{75\ N}{\rho\, n_s^3\, D^5} = \frac{100\mu}{8{,}21}$$

$$\eta = \frac{c_T}{c_p} \cdot \frac{\bar{v}}{n_s\, D}$$

$$\frac{\bar{v}}{n_s\, D} = \pi \frac{v}{\omega R} = \pi\chi = J$$

albo też

$$100\,\psi = 25{,}8 \cdot c_T \qquad 100\,\mu = 8{,}21\ c_p \qquad \chi = J/\pi$$

Przy obliczeniach osiągów operujemy średnicą śmigła D, obrotami na minutę n i szybkością v w km/godz. i dlatego przekształcamy te wzory na następujące:

$$\chi = \frac{\bar{v}}{\omega R} = \frac{v}{3{,}6\, \frac{n\pi}{30} \cdot \frac{D}{2}} = \frac{100}{6\pi D} \cdot \frac{v}{n}$$

$$\chi = \frac{5{,}3}{D_{[metr]}} \cdot \frac{v\left[\frac{km}{godz}\right]}{n\left[\frac{obr}{min}\right]} \qquad \text{zaś} \qquad J = \frac{100}{6\ D} \cdot \frac{v}{n}$$

Przy założeniu, że N oznacza moc w koniach mechanicznych, a T ciąg śmigła w kilogramach — możemy w podobny sposób przekształcić, dla wygody rachunku — wzory na c_p, c_T μ, i ψ, w sposób następujący:

$$c_p = \frac{4{,}05}{R^5} \cdot \frac{\frac{N}{1000}}{\sigma\left(\frac{n}{1000}\right)^3}$$

czyli

$$100\,\mu = \frac{33{,}3}{R^5} \cdot \frac{\frac{N}{1000}}{\sigma\left(\frac{n}{1000}\right)^3}$$

zaś

$$c_T = \frac{0{,}18}{R^4} \cdot \frac{T - \Delta T}{\sigma\left(\frac{n}{100}\right)^2}$$

albo

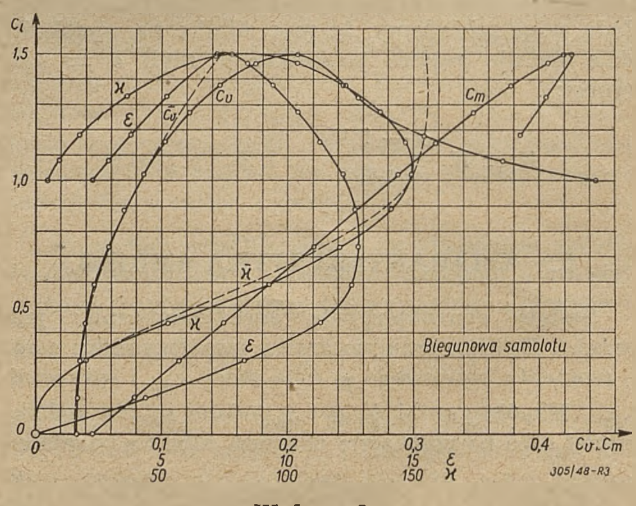
$$100\,\psi = \frac{4{,}64}{R^4} \cdot \frac{T - \Delta T}{\sigma\left(\frac{n}{100}\right)^2}$$

Wartość $\Delta\ T$ możemy — jeśli nie mamy bliższych danych — uwzględnić jako stałą wartość Δ w procentach wg wzoru

$$100\,(\psi - \Delta) = \frac{4{,}64}{R^4} \cdot \frac{T - \Delta\ T}{\sigma\left(\frac{n}{100}\right)^2}$$

przyjmując, że ψ odnosi tylko do wartości T bez wpływu gondoli.

D. CHARAKTERYSTYKA SAMOLOTU.



Wykres 3.

Do obliczenia osiągów potrzebna jest znajomość następującej charakterystyki samolotu:

a) ciężar całkowity Q np: $Q = 900$ kg.

b) powierzchnia nośna S np: $S = 15$ m².

skąd $Q/S = p = 60$ kg./m².

oraz

c) biegunowa równowagi samolotu jak na wykresie 3.

Amerykanie przedstawiają biegunową analitycznie za pomocą równania paraboli

$$\overline{c}_v = A + B \cdot \overline{c}_i^{\,2}$$

która zastępuje właściwą biegunową w zakresie od $c_i = 0$ do $c_i = c_{ik}$ (punkt odpowiadający wartości $\varkappa_{max} = (c_i^3 / c_v^2)_{max}$ z wystarczającą dla nas dokładnością. Bardzo mała różnica w wartości c_v powoduje jednak znaczniejszą różnicę wartości $\varkappa$ i naogół $\varkappa > \overline{\varkappa}$. Powyżej $c_i = c_{ik}$ parabola znacznie odchyla się od biegunowej właściwej. Wartości współczynników aerodynamicznych obliczone analitycznie oznaczać będziemy nadal poziomą kreską nad symbolem.

Równanie paraboli wyznaczymy podstawiając do niego wartości c_v i c_i^2 dla $c_i = 0{,}3$ i $c_i = 1$, względnie $c_i = c_{ik}$ jeśli c_{ik} znacznie się różni od jedności. W naszym przykładzie będzie:

$$A + 0{,}09\,B = 0{,}036$$
$$A + B = 0{,}083$$

skąd $B = 0{,}0516$ zaś $A = 0{,}0314$

czyli $\overline{c}_v = 0{,}0314 + 0{,}0516\,\overline{c}_i^{\,2}$

Dla paraboli warunek maximum na $\overline{\varkappa}$ daje wartości

$$\overline{c}_{vk} = 4A; \quad \overline{c}_{ik} = \sqrt{3\,\frac{A}{B}};$$

$$\overline{\varkappa}_{max} = \frac{1}{16}\sqrt{\frac{27}{AB^2}}$$

W naszym przykładzie wynoszą one

$$\overline{c}_{vk} = 4 \cdot 0{,}0314 = 0{,}1256; \quad \overline{c}_{ik} = \sqrt{3\,\frac{314}{516}} = 1{,}35;$$

$$\overline{\varkappa}_{max} = 155$$

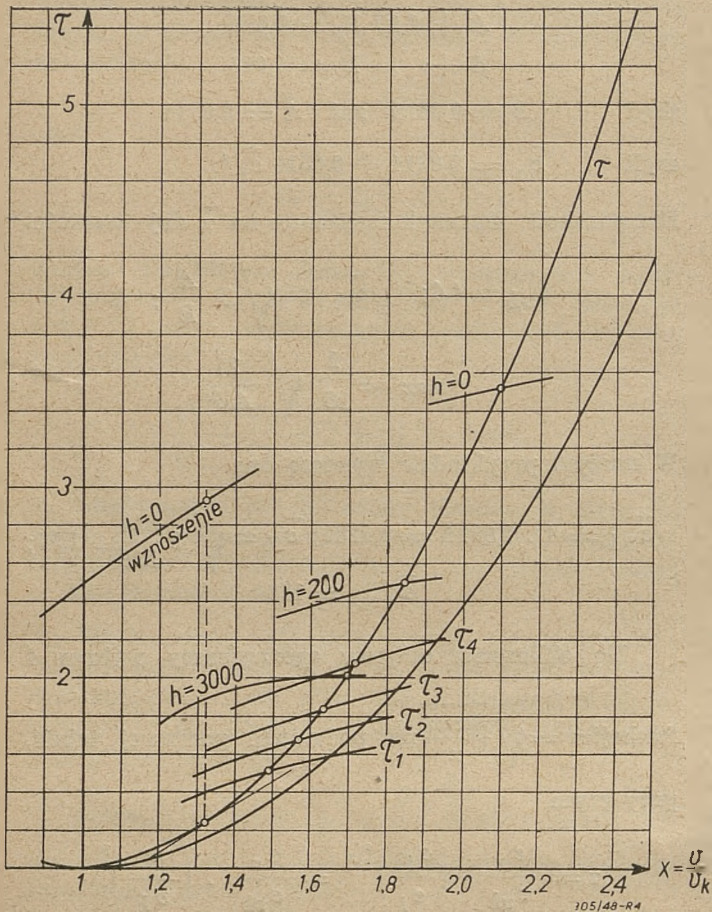
Do obliczenia osiągów sporządzamy wykres 4 funkcji $\tau = \sqrt{\dfrac{\varkappa_{max}}{\varkappa}}$ na podstawie poniższej tabeli, przy czym

$$\tau = \frac{c_v}{c_{vk}} \cdot \left(\frac{c_{ik}}{c_i}\right)^{3/2} = \frac{c_v}{c_{vk}} \cdot \left(\frac{v}{v_k}\right)^3$$

Tabela Nr 1.

$c_i = c_{i\,max} = 1{,}5$	$c_v = 0{,}204$	$\varkappa = 85$	lub $\overline{c}_v = 0{,}1474$	$\overline{\varkappa} = 155$
$c_i = c_{ik} = 1{,}35$	$c_v = 0{,}165$	$\varkappa = 110$	„ $\overline{c}_{vk} = 0{,}1256$	$\overline{\varkappa}_{max} = 155$
$c_i = 0{,}9\,c_{i\,max} = 1{,}35$	$c_v = 0{,}165$	$\varkappa = 110$	„ $\overline{c}_{vk} = 0{,}1256$	$\overline{\varkappa}_{max} = 155$
$c_i = c_{ik} = 1{,}06$	$c_v = 0{,}090$	$\varkappa_{max} = 149$	„ $\overline{c}_v = 0{,}0898$	$\overline{\varkappa} = 152$
$c_i = 1{,}00$	$c_v = 0{,}083$	$\varkappa = 148$	„ $\overline{c}_v = 0{,}083$	$\overline{\varkappa} = 148$
$c_i = 0{,}30$	$c_v = 0{,}036$	—	„ $\overline{c}_v = 0{,}036$	—

$x = v/v_k$	x^2	x^3	$c_i = \dfrac{c_{ik}}{x^2}$	c_v	c_v / c_{vk}	τ	$\overline{\tau}$
0,9	0,81	0,729	1,307	0,125	1,390	1,015	1,016
1	1	1	1,060	0,090	1	1	1
1,2	1,44	1,728	0,735	0,058	0,645	1,11	1,057
1,4	1,96	2,744	0,540	0,044	0,489	1,34	1,221
1,6	2,56	4,096	0,415	0,039	0,434	1,76	1,491
1,8	3,24	5,832	0,327	0,036	0,400	2,33	1,872
2,0	4,00	8	0,265	0,035	0,389	3,11	2,375
2,2	4,84	10,650	0,219	0,034	0,378	4,02	3,004
2,4	5,75	13,80	0,184	0,034	0,378	5,21	3,762



Wykres 4.

Jeśli biegunowa wyrażona jest równaniem paraboli — to funkcja $\bar{\tau} = f(\bar{x})$ *jest niezmienna dla wszystkich samolotów*, czyli niezależna od biegunowej samolotu. Funkcja ta została podana w powyższej tabeli dla porównania i służy do przybliżonego obliczania wyczynów. Wykres $\bar{\tau}$ sporządza się raz na zawsze na podstawie zależności

$$\bar{\tau} = \frac{\bar{c}_v}{\bar{c}_{vk}} \cdot \bar{x}^3 = \frac{A + B \cdot 3\frac{A}{B}\left(\frac{1}{\bar{x}}\right)^4}{4\,A}\,\bar{x}^3 =$$

$$= \frac{1}{4}\bar{x}^3 + \frac{3}{4}\cdot\frac{1}{\bar{x}}$$

gdzie $\bar{x} = v/\bar{v}_k$, zaś $\bar{v}_k = v_f$ jest szybkością poziomego lotu przy $\varkappa_{max}$.

E. MOC POTRZEBNA DO LOTU POZIOMEGO.

Równanie mocy daje $75\,N_r = \frac{\sigma}{16}\,c_v\,S\left(\frac{v}{3{,}6}\right)^3$

skąd $N_r = \frac{\sigma}{56}\,c_v\,S\left(\frac{v}{10}\right)^3 = \frac{4}{75}\,Q\sqrt{\frac{Q}{S}}\sqrt{\frac{1}{\sigma\varkappa}}$ [KM.]

gdzie podstawiono wartość:

$$v = 14{,}4\sqrt{\frac{Q}{S}}\sqrt{\frac{1}{\sigma c_i}} \quad [\text{km/godz.}]$$

Na wysokości $h = 0$ wartości powyższe wynoszą $N_r = N_{ro}$ i $v = v_0$, zatem

$$N_{ro} = N_r\sqrt{\sigma} \qquad \text{oraz} \qquad v_0 = v\sqrt{\sigma}$$

Jeśli oznaczymy przez N_k i v_k minimalną moc potrzebną do lotu poziomego i odpowiadającą jej szybkość, to możemy napisać:

$$\frac{N_r}{N_k} = \frac{c_v}{c_{vk}}\left(\frac{v}{v_k}\right)^3 = \sqrt{\frac{\varkappa_{max}}{\varkappa}} = \tau = f\,(x)$$

$$\text{jeśli} \quad \frac{v}{v_k} = x.$$

Jeśli więc znamy moc $N_r = \eta\,N = k\,.\,\eta\,N_0$, to znając τ znajdujemy z wykresu 4 wartość x, a tym samym i szybkość na danej wysokości $v = v_k\,.\,x$, gdzie $v_k = v_{ko}/\sqrt{\sigma}$.

Przy użyciu niezmiennej krzywej $\bar{\tau} = f\,(\bar{x})$ obliczamy fikcyjną moc minimalną potrzebną do lotu poziomego N_f i odpowiadającą jej szybkość v_f dla różnych wysokości h. Wartości te dla $h = 0$ wynoszą w naszym przykładzie

$$N_{f0} = \frac{4}{75}\,900\sqrt{\frac{60}{155}} = 30{,}1 \text{ KM} = N_f\,.\sqrt{\sigma}$$

$$v_{f0} = 14{,}4\sqrt{\frac{60}{1{,}35}} = 96 \text{ km/h} = v_f\,.\sqrt{\sigma}$$

Faktycznie minimalna moc i odpowiednia szybkość przybierają wartości:

$$N_{ko} = N_{fo}\sqrt{\frac{\bar{\varkappa}_{max}}{\varkappa_{max}}} = 30{,}1\sqrt{\frac{155}{149}} =$$

$$= 30{,}7 \text{ KM} = N_k\sqrt{\sigma}$$

$$v_{ko} = v_{fo}\sqrt{\frac{c_{ik}}{c_{fk}}} = 96\sqrt{\frac{1.35}{1.06}} =$$

$$= 108 \text{ km/godz} = v_k\sqrt{\sigma}$$

Ponieważ parabola posiada gorsze $\varkappa$, niż biegunowa właściwa, przeto i szybkości obliczone analitycznie wypadają niższe od rzeczywistych. Użycie krzywej $\bar{\tau}$ nadaje się więc tylko do obliczeń wstępnych. Dla ilustracji podajemy poniższe zestawienie.

Nr	τ	$\bar{\tau}$	x	$\bar{x}$	v	$\bar{v}$
50	1,63	1,66	1,54	1,70	166	163
70	2,28	2,32	1,79	1,97	193	189
90	2,94	2,99	1,97	2,19	213	202

F. DOBÓR ŚMIGŁA.

Rozróżniamy *śmigła szybkościowe*, dobrane tak, aby jego sprawność była najlepszą przy maksymalnej szybkości — i *śmigła startowe*, które dają najlepsze wznoszenia. Średnica śmigła startowego D wypada większa od średnicy śmigła szybkościowego D , co da się wyrazić nierównością

$$D_v < D_s < 1{,}35\ D_v$$

Średnice śmigła podajemy w metrach. Dla n obr/min. i szybkości v km/godz. mamy następujące wzory przybliżone

$$D_v = \frac{105}{\sqrt{n}} \sqrt[4]{\frac{N}{v}} \quad \text{zaś} \quad D_s = \frac{155}{n^{0,4}} \sqrt{\frac{N^{0,6}}{v}}$$

Do obliczenia więc średnicy śmigła musimy znać bodaj w przybliżeniu wielkości v i n. Dla śmigieł szybkościowych bierzemy v_{max} i n_{max}, zaś dla startowych $v = 1{,}1\ v_k$,oraz $n = 0.8\ n_{max}$. Zwykle dobieramy śmigło na szybkość, dając średnicę nieco większą niż wypada z rachunku. Średnica śmigła, zwłaszcza startowego ograniczona jest odległością końca łopatki od ziemi. W naszym przykładzie, dla określenia w przybliżeniu v_{max}, zakładamy $\eta_i N_o = 117$ KM — stąd

$$\tau = \frac{117}{30{,}7} = 3{,}82 \text{ a z wykresu 4 } x = 2{,}16$$

czyli $v_{max} = 108 \,.\, x = 233$ km/*godz.*

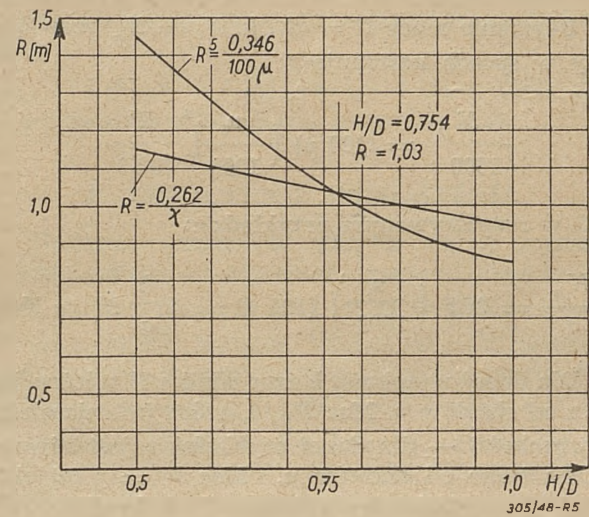
zaś $n_{max} = 2350$ oraz $N_{0\,max} = 132$

Na podstawie charakterystyki rodziny śmigieł obieramy posuwy względne $\chi = \frac{v}{\omega R}$ dla danych H/D — odpowiadające wartościom $\eta_{i\,max}$. Dla tych posuwów znajdujemy wartości 100 μ i określamy średnicę D jak niżej podano. Oprzemy się w naszym przykładzie na publikacji *prof. J. Bukowskiego* (wyd. I. A. 1942) — przy czym dla uproszczenia nie będziemy uwzględniać wpływu kadłuba, czy gondoli na wielkosc ψ względnie T.

Uwzględnienie poprawki $\triangle T$ czy $\triangle$ powoduje tylko przesunięcie położenia wartości $\eta_{i\,max}$ nie zmienia jednak w niczym przebiegu metody obliczeń.

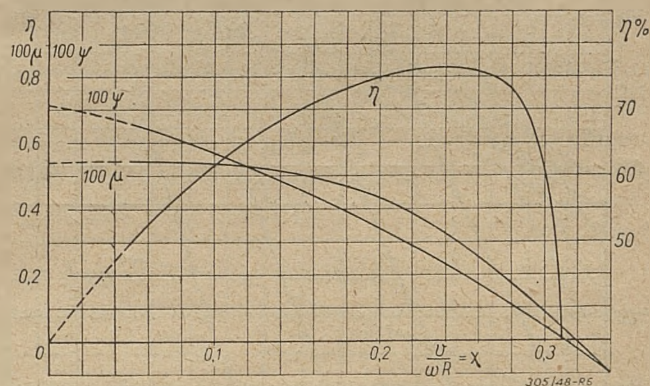
Tabela 2.

	0,5	0,75	1,0
$H/D =$	0,5	0,75	1,0
dla η_{max} $\chi =$	0,18	0,25	0,31
$100\ \mu =$	0,17	0,29	0,44
$R = \frac{D}{2} = \frac{2{,}65}{\chi} \frac{v}{n} = \frac{0{,}262}{\chi} =$	1,45	1,05	0,845
$R^5 = \frac{33{,}3\left(\frac{N}{1000}\right)}{100\ \mu\left(\frac{n}{1000}\right)^3} = \frac{0{,}346}{100\ \mu} =$	2,04	1,19	0,79
stąd $R =$	1,15	1,04	0,94



Wykres 5.

Przecięcie się krzywych $R = f(\chi)$ i $R = f(\mu)$ daje $H/D = 0{,}77$ oraz $R = 1{,}03$ m. Ustalamy więc $H/D = 0{,}75$ i $R = 1{,}04$; ($R^5 = 1{,}217$), a całą charakterystykę bierzemy wprost z publikacji *prof. J. Bukowskiego,* bez potrzeby interpolacji. Należy podkreślić, że nieuwzględnienie wpływu kadłuba $\triangle T$ — polepszy nam osiągi zwłaszcza przy wznoszeniu.



Wykres 6.

G. OKREŚLENIE FUNKCJI $n = f(v)$.

Obieramy pewne stopnie dławienia silnika d, przy czym $d = 1$ odpowiada pełnej mocy, zaś $d = 0{,}5 - 0{,}7$ — mocy przelotowej, ustalamy współczynnik redukujący moc silnika z wysokością k i zakładając różne wysokości lotu h, obliczamy następujące wartości:

Tabela 3.

$h =$	0	2000	3000
$\sigma =$	1	0,822	0,742
$\sqrt{\sigma} =$	1	0,906	0,861
$k =$	1	0,790	0,696
$\frac{k}{\sqrt{\sigma}} =$	1	0,964	0,936

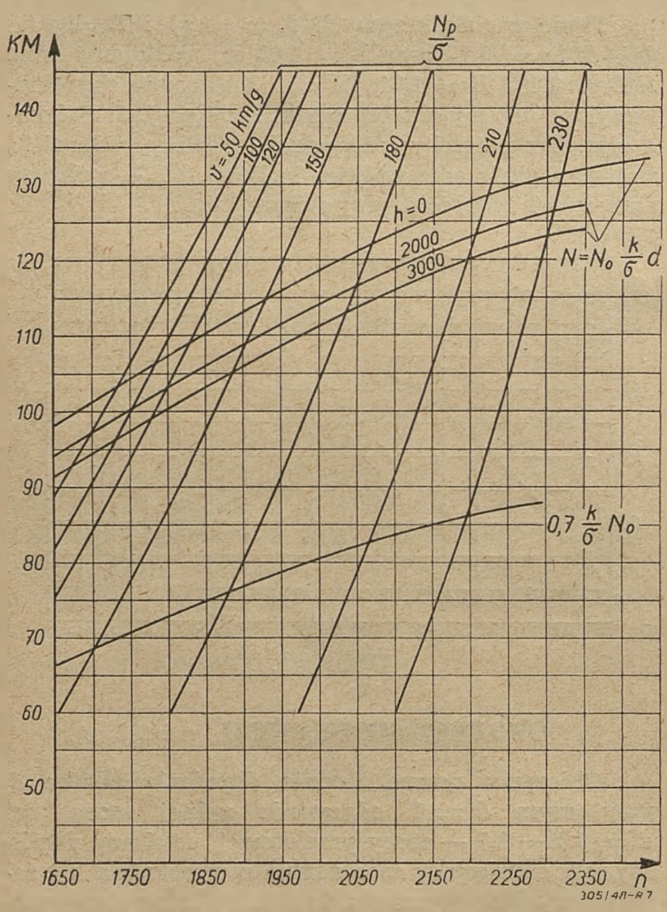
Równanie mocy $N = d \cdot k \cdot N_0 = N_p$ rozwiązujemy w sposób następujący:

$$\frac{N_p}{1000\,\sigma} = (100\,\mu)\left(\frac{n}{1000}\right)^3 \frac{R^5}{33{,}3}$$

czyli w rozpatrywanym przykładzie:

$$\frac{N_p}{\sigma} = 36{,}5\left(\frac{n}{1000}\right)^3 (100\,\mu) = d\,\frac{k}{\sigma}\,N_0 = N$$

Dla danej wysokości h moc silnika N zależna jest tylko od obrotów n. Moc N_p/σ, która jest niezależna od wysokości — dla danej szybkości v jest również zależna tylko od obrotów n. Moc $N = f(n)$ obliczamy na podstawie wykresu 1 i kreślimy dla $h = const.$ krzywe mocy N na wykresie 7.



Wykres 7.

Do wykreślenia krzywych mocy N_p/σ zakładamy różne szybkości $v = const.$ i podstawiając różne obroty, obliczamy posuw γ, a z wykresu 6 znajdujemy odpowiednie wartości współczynnika μ, określające moc N_p/τ. Przebieg tego obliczenia podaje tabela 4.

Przy podstawieniu obrotów należy zwrócić uwagę na ich zmienność z szybkością — tak aby punkty krzywych N_p, które przebiegają stromo, nie uciekały poza obręb wykresu.

Obliczone moce N_p/σ nanosimy również na wykres 7 — gdzie punkty przecięcia się krzywych N i N_p/σ wyznaczają obroty n, spełniające równanie mocy $N = N_p/\sigma$. Te wartości obrotów zebrane w tabeli 5 pozwalają na wyznaczenie wartości $\eta = f(v)$ przy pomocy obliczonych posuwów γ i wykresu 6.

Tabela 4.

v [km/godz]	n	$\gamma = 2{,}55\,\frac{v}{n}$	$100\,\mu$	$36{,}5\,(100\,\mu)$	$\left(\frac{n}{1000}\right)^3$	N_p/σ
50	1650	0,077	0,542	19.80	4.49	88.8
	1750	0,073			5.35	106
	1850	0,069			6.33	125
180	1850	0,248	0,300	10.95	6.33	69.4
	1950	0,235	0,340	12.40	7.40	91.8
	2050	0,224	0,370	13.60	8.61	117
	2150	0,214	0,400	14.60	9.93	145
210	2050	0,261	0,250	9.13	8.61	78.6
	2150	0,249	0,295	10.78	9.93	107.0
	2250	0,238	0,330	12.05	11.4	137.5
230	2150	0,273	0,200	7.3	9.93	72.5
	2250	0,261	0,250	9.13	11.4	104.0
	2350	0,249	0,295	10.78	13.0	140.0

Tabela 5.

$d = 1$	v	n	$\gamma = 2{,}55\,\frac{v}{n}$	η
$h = 0$	50	1735	0,072	0,41
	100	1790	0,142	0,67
	120	1835	0,167	0,74
	150	1930	0,197	0,80
	180	2070	0,222	0,825
	210	2220	0,241	0,83
	230	2320	0,253	0,825
$h = 3000$	50	1675	0,076	0,43
	100	1735	0,147	0,685
	120	1780	0,172	0,75
	150	1890	0,202	0,81
	180	2035	0,227	0,825
	210	2195	0,246	0,83
	230	2300	0,255	0,825

H. OBLICZENIE MAX. SZYBKOŚCI POZIOMYCH

Lot odbywa się na pełnej mocy, czyli $d = 1$. Mając określone $\eta = f(v, h)$ możemy rozwiązać równanie

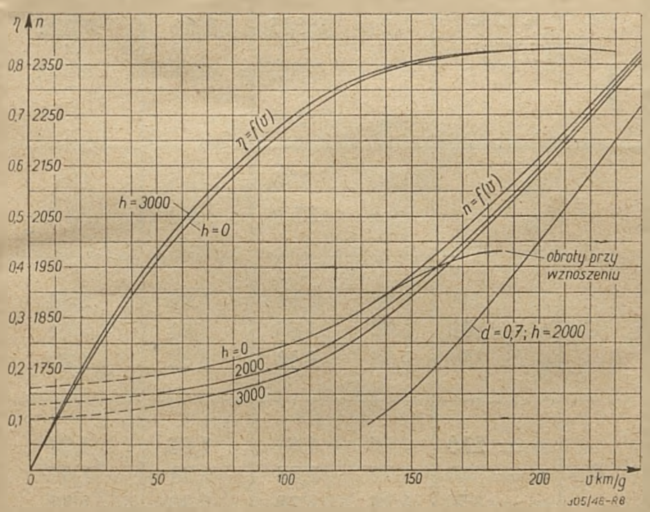
$$\eta N = \eta N_p = N_r = k \cdot \eta N_0$$

gdzie $N_r = N_k \cdot \tau$ zaś $N_k = \frac{N_{ko}}{\sqrt{\sigma}}$ i podobnie $v = v_k \cdot x$ zaś $v_k = v_{ko}/\sqrt{\sigma}$.

Dla obranej wysokości h obliczamy wartości N_k i v_k, obieramy pewne szybkości v, którym odpowiadają (wykres 8) pewne n i η — a więc i moc silnika $k \cdot \eta \cdot N_0$ — i obliczamy pary wartości

$$\frac{N_r}{N_k} = \tau \quad \text{oraz} \quad \frac{v}{v_k} = x$$

Wartości te nanosimy na wykres 4, gdzie punkty przecięcia się z krzywą $\tau = \sqrt{\frac{\gamma_{max}}{\gamma}}$ wyznaczają współrzędne spełniające równanie mocy. Obliczenie to jest przeprowadzone w tabeli 6.



Wykres 8.

Tabela 6.

v [km/godz.]	n	η	N_0	$k \cdot \eta \cdot N_0$	$\frac{k \cdot \eta \cdot N_0}{N_k} = \tau$	$\frac{v}{v_k} = x$
$h = 0$; $N_{ko} = 30{,}7$; $v_{ko} = 108$						
240	2375	0,825	132,5	109,5	3,57	2,22
230	2320	0,825	132,5	108,5	3,53	2,13
210	2220	0,825	132,5	106,5	3,46	1,95
$h = 3000$; $N_k = 35{,}6$; $v_k = 125{,}4$						
210	2195	0,83	127,8	73,5	2,06	1,67
180	2035	0,825	120,5	69,3	1,95	1,43
150	1890	8,81	115,5	62,1	1,75	1,20
Wyniki:						
$h = 0$	$\tau = 3{,}25$		$x = 2{,}00$		$v = 226$	
$h = 2000$	$\tau = 2{,}49$		$x = 1{,}84$		$v = 220$	
$h = 3000$	$\tau = 2{,}00$		$x = 1{,}69$		$v = 212$	

Na podstawie tabeli 6 możemy sporządzić wykresy:
$v_{max} = f(h)$, $n = f(h)$ oraz $\eta = f(h)$ — które służą do porównania z wynikami badań w locie.

J. OBLICZENIE WZNOSZENIA.

Najlepsze wznoszenie odbywa się na szybkości większej od v_k — i odpowiada miejscu, gdzie krzywa mocy $N_r = f(v)$ i $\eta N = f(v)$ są do siebie równoległe. Aby określić szybkość wzdłuż toru dla najlepszego wznoszenia v_w postępujemy w sposób następujący. Na krzywą τ (wykres 4) nakładamy krzywą $\eta N_0/N_{ko}$ i szukamy wartości x, dla którego styczne do obu krzywych są do siebie równoległe, postępując podobnie jak przy określaniu szybkości poziomych.

Tabela 7.

v [km/godz.]	n [obr./min.]	η	N_o	ηN_o	$\frac{\eta N_o}{N_k} = \tau$	$\frac{v_w}{v_k} = x$
100	1795	0,67	107	71,8	2,34	0,926
120	1835	0,74	109,5	81,0	2,64	1,11
150	1930	0,80	115	92,00	3,00	1,39

Jak widać na wykresie 4, miejscu, gdzie styczne do obu krzywych, tj. $\eta N_o/N_k$ i τ są do siebie równoległe — odpowiadają spółrzędne $x = 1{,}323$, czyli $v_o = 143$; oraz $\tau = 1{,}25$.

Tabela 8.

h [m]	0	3000
$\sqrt{\sigma}$	1	0,861
$v_w = 143/\sqrt{\sigma}$ [km/godz.]	143	166
n_w [obr./min.]	1900	1950
$\gamma = 2{,}55\ v/n$	0,192	0,217
η z wykresu	0,79	0,82
N_o ,,	113	116
k ,,	1	0,696
$k \cdot \eta \cdot N_o = \eta N$	89,2	66
$N_r = N_{ro}/\sqrt{\sigma}$	38,4	44,5
$(\eta N) - N$	50,8	21,5
$w = 1/12\ (\eta N - N_r)$	4,23	1,79

Zamiast powtarzać ten rachunek dla dowolnej wysokości bez widocznego błędu możemy założyć stałe ciśnienie dynamiczne z wysokością. Wówczas $v_w = v_{wo}/\sqrt{\sigma}$, wobec czego z wykresu $n = f(v)$ —

(wykr. 8) — możemy odczytać wprost obroty n, a następnie oznaczyć η_i. Szybkość wznoszenia wynosi

$$w = \frac{\eta_i\, N - N_r}{Q}\, 75 =$$

$$= \frac{75}{Q}\left(k\,.\,\eta_i N_o - \frac{N_{ro}}{\sqrt{\sigma}}\right) \quad [\text{m/sek.}]$$

$$N_{ro} = N_{ko}\,.\,\tau = 30{,}7\,.\,1{,}25 = 38{,}4 \text{ KM}$$

Na podstawie powyższej tabelki możemy sporządzić wykresy $w = f\,(h)$, $n = f\,(h)$ i $\eta_i = f\,(h)$ i określić pułapy: teoretyczny, gdzie $w = 0$ i praktyczny, gdzie $w = 0{,}5$ m/sek. Funkcja $w = f\,(h)$ jest prawie prostą i daje się łatwo extrapolować.

K. OBLICZENIE ZASIĘGU.

Szybkości przelotowe oblicza się tak samo jak szybkości maks. poziome. Np. dla redukcji mocy 0,7 i h — 2000 m nakłada się na wykresie 7 krzywą $0{,}7\,\frac{k}{\sigma}\,N_o = 0{,}7\,\frac{0{,}790}{0{,}822}\,N_0$ na krzywe mocy N_p i stąd otrzymuje się $n = f\,(v)$ i $\eta_i = f\,(v)$, co zostało już wykonane na wykresie 8.

Przy obliczaniu mocy potrzebnej do lotu poziomego N_r należy uwzględnić zmienny ciężar samolotu z powodu zużycia paliwa. Jeśli zużycie paliwa na konia mechanicznego i godzinę wynosi C, to ubytek ciężaru samolotu, czyli ciężar zużytego paliwa Q_c ma wartość $Q_c = C\,.\,t\,.\,N$ kg — gdy czas podany jest w godzinach. Dla zmiennego ciężaru Q i warunków minimum mocy mamy zależność

$$N_{ki} = N_k \sqrt{\frac{Q - Q_c}{Q}}\,.\,\frac{Q - Q_c}{Q} =$$

$$= N_k \sqrt{\left(\frac{Q - Q_c}{Q}\right)^3}\,;\; v_{ki} = v_k \sqrt{\frac{Q - Q_c}{Q}}$$

Przez nałożenie krzywych $0{,}7\;k\,\eta_i\,N_0 = N_{ri} = \tau_i\,N_{ki}$ $(i = 1, 2, 3, 4)$ na krzywą $\tau = f\,(x)$, otrzymumy z przecięcia się krzywych (wykres 4) wartości x_i czyli $v_i = x_i\,.\,v_{ki}$. Przebieg obliczenia zawiera tabela 9 dla ciężarów $Q_c = 0$, 50, 100 i 160 kg.

Po wyznaczeniu na podstawie wykresu 4 szybkości v_i — określamy obroty/min. z wykresu 8 — a jednostkowe zużycie paliwa z wykresu 1. Moc silnika określamy albo wprost na podstawie obrotów z wykresu 1 lub 7 jako $0{,}7\;N_o = f\,(n)$ — albo przez przeliczenie przy pomocy wartości τ_i, jak to pokazano w tabeli 9. Odwrotność zużycia paliwa w kg na minutę — służy do obliczenia zasięgu.

Przytoczona metoda jest metodą „stałej mocy" — a więc tak szybkość lotu jak i obroty zmieniają się w miarę zużycia paliwa. Należy więc pilotowi podać przed lotem instrukcję zmiany obrotów na trasie przelotu. Instrukcja ta powinna zawierać również poprawki na wiatr itp. Opracowanie takiej instrukcji będzie przedmiotem oddzielnego artykułu.

Tabela 9.

Redukcja mocy $d = 0{,}7$		$h = 2000$ m,		$= 0{,}790$
v [km/h]	z tabeli 5		z wykresu 1	$0{,}7\,.\,k\,\eta_i\,.\,N_0$
	n	η_i	N_0	
210	2065	0,82	122	55,4
180	1875	0,83	112	51,5
150	1705	0,82	101,5	46,0
stan	1	2	3	4
$Q - Q_c$	900	850	800	740
$(Q - Q_c)\,Q$	1	0,945	0,89	0,822
$\sqrt{\frac{Q - Q_c}{Q}}$	1	0,970	0,94	0,903
v_{ki}	119,3	116	112,5	108
N_{ki}	33,9	31,0	28,4	25,2
τ_i dla $v = 210$	1,63	1,79	1,95	2,20
τ_i dla $v = 180$	1,52	1,66	1,81	2,04
τ_i dla $v = 150$	1,36	1,48	1,62	1,83
x dla $v = 210$	1,76	1,81	1,86	1,95
x dla $v = 180$	1,51	1,55	1,60	1,67
x dla $v = 150$	1,26	1,29	1,33	1,39
z wykresu 4 jako wynik: $\tau =$	1,51	1,67	1,83	2,07
$x_i =$	1,49	1,57	1,63	1,72
$v_i = x_i\,.\,v_{ki}$	*178*	*182*	*184*	*186*
z wykresu 8 $n = f\,(v) =$	1865	1885	1900	1910
z wykresu 1 $C = f\,(n) =$	0,316	0,313	0,310	0,308
z wykr. 7 $0{,}7\;N_0 = f\,(n) =$	78,0	79,0	79,5	80,0
albo $N_{ri} = \tau_i\;N_{ki} =$	51,1	51,8	52,0	52,0
stąd: $N_i = \frac{N_{ri}}{k\,.\,\eta_i} = 0{,}7\,N_0 =$	78,5	79,7	80,0	80,0
$\frac{t}{Q_c} = \frac{60}{C\,.\,N_i}$ [min./kg]	2,42	2,40	2,42	2,44

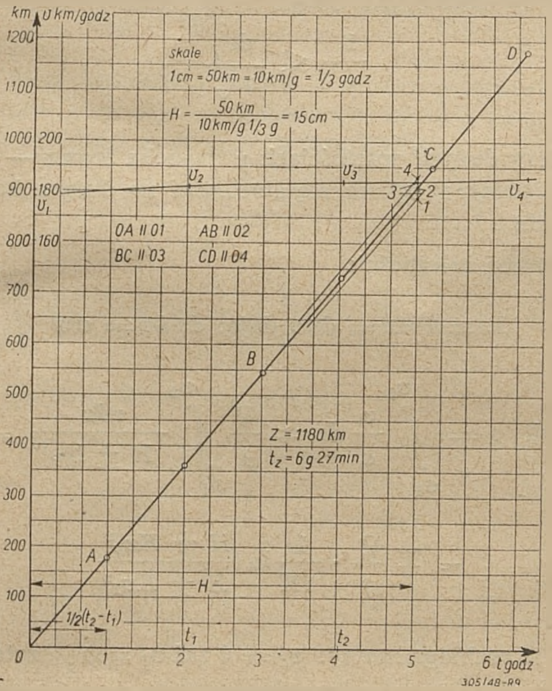
Ponieważ w naszym przykładzie t/Q_c jest prawie stałe i wynosi średnio 2,42 min./kg — przeto całkowity czas lotu wynosić będzie

$$t_c = 2{,}42\,.\,160 = 387 \text{ min.} = 6 \text{ g. } 27 \text{ min.}$$

Z uwagi że czas jest tu proporcjonalny do zużytego paliwa Q_c, to wzór $t = \frac{387}{160} Q_c$ min., służy do obliczenia czasów t_1, t_2, t_3 i $t_4 = t_i$. Czasy te wynoszą:

$$t_1 = 0, \quad t_2 = 121, \quad t_3 = 242, \quad t_4 = 387 \text{ min.}$$

Czasom t_i odpowiadają szybkości v_i, które nanosimy na wykres 9 służący do wykonania całkowania graficznego. Metoda całkowania pokazana jest na wykresie. Po ustaleniu podziałek obliczamy podstawę całkowania H jak podano na wykresie.



Wykres 9.

Jeśli jednak $t/Q_c \neq const$, to należy najpierw wykonać całkowanie graficzne funkcji $t/Q_c = f(Q)$, aby otrzymać zależność $t = f(Q)$. Następnie nanosimy na wykres pary wartości $v = f(Q)$ w zależności od czasu t i wykonujemy całkowanie graficzne podobnie jak na wykresie 9.

Podstawę całkowania H_1 dla funkcji $t/Q_c = f(Q)$ obliczamy w sposób następujący: Po przyjęciu podziałek l_0 *dla* Q_c, l' dla t/Q_c i l dla t

jak np.: l_0 cm $=$ 10 kg

l' cm $=$ 0,1 min./kg

l cm $=$ 20 min.

wielkość H_1 wynosić będzie:

$$H_1 = \frac{l}{l_0\, l'} = \frac{20}{10 \,.\, 0{,}1} = 20 \text{ cm}$$

Samo wykonanie całkowania graficznego jest bardzo proste. Styczne do krzywej całkowej równe wartościom krzywej podcałkowej przecinają się w połowie przedziałów dla osi odciętych. Im większą krzywiznę posiada krzywa początkowa, tym więcej należy przyjąć interwałów do całkowania.

Metoda „stałej szybkości" polega na obiorze pewnej szybkości przelotowej np. 180 km/h i obliczeniu wartości x_i na podstawie danych v_{ki} w tabeli 9. Z wykresu 4 odczytujemy wprost odpowiednie τ_i, a stąd wartości mocy rozporządzalnej na podstawie równania

$$d \,.\, k \,.\, \eta \,,\ N_0 = \tau_i \,.\, N_{ki}$$

Moc rozporządzalna musi być równą mocy pobieranej przez śmigło, a zatem na wykresie 7 — możemy bezpośrednio odczytać odpowiednie obroty z krzywej $N_p = f(n)$ dla $v = const = 180$ km/godz.

Dalszy tok obliczenia pozostaje bez zmiany.

Metoda „stałych obrotów" opiera się w zasadzie na schemacie zawartym w tabeli 9 — z tą różnicą, że szybkości obieramy przez interpolację — dla danych obrotów — i z wykresu 7 odczytujemy wprost odpowiednią moc rozporządzalną $d\ k\ \eta\ N_0$ służącą do obliczenia τ_i. Po wyznaczeniu punktów przecięcia się krzywych mocy rozporządzalnej i potrzebnej do lotu poziomego określamy szybkości właściwe i odpowiednie moce, tak samo, jak w metodzie „stałej mocy".

L. OBLICZENIE ROZBIEGU I DOBIEGU PRZY STARCIE I LĄDOWANIU.

Obliczamy najpierw szybkość v_s potrzebną do oderwania się samolotu od ziemi, która winna odpowiadać nośności

$$c_{is} = 0{,}9\ c_{imax} = 1{,}35 \text{ i wynosi}$$

$$v_s = v_k \sqrt{\frac{c_{ik}}{c_{is}}} = v_f \sqrt{\frac{c_{ik}}{c_{is}}} = 96 \text{ km/godz.}$$

Następnie obliczamy ciąg śmigła T w zależności od szybkości, jak to pokazano w tabeli 10. Ciąg śmigła wynosi bowiem

$$T = (100\ \psi) \left(\frac{n}{100}\right)^2 \frac{R^4}{4.64} \quad (R^4 = 1{,}17)$$

Znając zależność $n = f(v)$ — obliczamy posuw γ i z wykresu 6 znajdujemy odpowiednie ψ. Wykres 10 przedstawia obliczoną w ten sposób funkcję $T = f(v)$. Krzywą tę zastępujemy parabolą o równaniu

$$T = T_0 - \xi \left(\frac{v}{v_s}\right)^2$$

która dla normalnej charakterystyki śmigła wystarczająco dokładnie naśladuje właściwą krzywą $T = f(v)$. Błąd jaki wynika tylko z tego założenia nie przekracza 1%. Najlepiej naśladuje krzywą ciągu śmigła parabola, przecinająca linię $T = f(v)$ dla $v = v_s$ i $v = {}^1/_3\ v_s$. Dla naszego przykładu mamy:

Tabela 10.

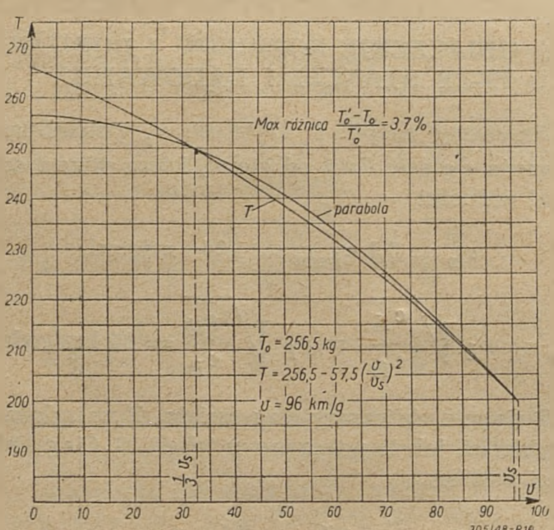
v [*km/godz.*] =	$v_s = 96$	$^1/_3\, v_s = 32$
n =	1790	1725
$\lambda = 2{,}55\, \dfrac{v}{n}$ =	0,137	0,047
z wykresu 6: $(100\ \psi)$ =	2,48	3,33
$(n/100)^2$ =	320	297
$T = (100\,\psi)\left(\dfrac{u}{100}\right)^2 . 0{,}253$ =	200	250

Równania $\left.\begin{matrix} T = 250 = T_0 - 1/9\ \xi \\ T = 200 = T_0 - \xi \end{matrix}\right\}$ daje

$\xi = 9/8\ .\ 50 = 55{,}3$ oraz $T_0 = 255{,}3$ kg

Równanie ciągu śmigła dla startu ma zatem postać:

$$T = 255{,}3 - 55{,}3 \left(\frac{v}{96}\right)^2$$



Wykres 10.

Do obliczenia przyśpieszenia liniowego a samolotu przy rozbiegu, zakładamy stały kąt natarcia, szybkość *w metrach na sekundę* v i ustalamy spółczynnik tarcia potoczystego μ.

Z równania

$$Q\,\frac{a}{g} = T - (Q - P_i)\,\mu - P_v = (T_0 - \mu Q) +$$

$$- \left[P_v - \mu P_i + \xi \left(\frac{v}{v_s}\right)^2 \right]$$

otrzymujemy

$$a = \frac{g}{Q}\left\{ (T_0 - \mu Q) - \left[(c_v - \mu c_i)\,\frac{\sigma}{16}\,S + \right.\right.$$

$$\left.\left. + \xi\,\frac{1}{v_s^2} \right] v^2 \right\} = (H \mp K\,v^2)\,\frac{g}{Q}$$

gdzie znak (+) odpowiada ujemnej wartości czynnika k. W ten sposób za H i K wstawiamy tylko ich wartości bezwzględne. Aby rozbieg był najkrótszy winno być $K > 0$, oraz kąt natarcia przy rozbiegu winien spełniać warunek:

$$\frac{1}{\mu} < \frac{dc_i}{dc_v}$$

Przy dużych wartościach μ (wysoka trawa — teren rozmiękły) opłaca się startować na dużym kącie natarcia.

Znane zależności:

$dt = dv/a = ds/v$ dają: $ds/dv = v/a$

$$\text{czyli}\quad s = \int_{v_1}^{v_2} \frac{v}{a}\,dv = \frac{Q}{g}\int_{v_1}^{v_2} \frac{v\,dv}{H \pm Kv^2} =$$

$$= \mp \frac{Q}{g} \cdot \frac{1}{2K}\,ln\,\frac{H \pm Kv_2^2}{H \pm Kv_1^2}$$

Dla rozbiegu mamy: $v_1 = 0$ zaś $v_2 = v_s$, zatem:

$$s_r = -\frac{Q}{g}\,\frac{1}{2K}\,ln\,\frac{H - Kv_s^2}{H} =$$

$$= +\frac{Q}{g}\,\frac{1}{2K}\,ln\,\frac{H}{H - Kv_s^2} \quad \text{jeśli}\quad a = (H - Kv^2)\,\frac{g}{Q}$$

$$\text{albo}\quad s_r' = \frac{Q}{g}\,\frac{1}{2K}\,ln\,\frac{H + Kv_s^2}{H}$$

$$\text{jeśli}\quad a = (H + Kv^2)\,\frac{g}{Q}$$

Ponieważ $c_i\,\dfrac{\sigma}{16}\,Sv^2 = Q$, możemy więc napisać:

$$Kv_s^2 = \left(\frac{c_v}{c_i} - \mu\right)\frac{\sigma}{16}\,c_i\,S\,.\,v^2 + \xi =$$

$$= \left(\frac{c_v}{c_i} - \mu\right).\,Q + \xi$$

Wartość ta winna być $Kv^2 > 0$ i wtedy podstawiając v_s w km/godz. dostajemy:

$$s_r = \frac{v_s^2}{255} \cdot \frac{Q}{\left(\frac{c_v}{c_i} - \mu\right) Q + \xi} \; ln \; \frac{T_0 - \mu Q}{T_0 - \frac{c_v}{c_i} Q - \xi}$$

[metrów]

W naszym przykładzie $v_s^2 = 9216$, $Q = 900$, $\mu = 0{,}1$, wobec czego zakładamy również $c_v/c_i = 0{,}1$; co odpowiada wartości $c_i = 0{,}37$ zaś $\xi = 55{,}3$. Po wstawieniu tych danych otrzymujemy:

$$s_r = \frac{9216}{255} \frac{900}{55{,}3} \cdot 2{,}3026 \; log_{10} \frac{155{,}3}{110} = 202 \text{ m}$$

Przy lądowaniu mamy $T = 0$ i przyśpieszenie ujemne, przy czym współczynnik tarcia μ może mieć duże wartości przez użycie hamulców.

$$(-a) = \frac{g}{Q} \left[(Q - P_i) \mu + P_v \right] =$$

$$= \frac{g}{Q} \left| \mu Q + (c_v - \mu c_i) \frac{\sigma}{16} S v^2 \right| = \frac{g}{Q} (H + Kv^2)$$

Droga dobiegu wynosi więc:

$$s_d = -\frac{Q}{g} \int_{v_1 = v}^{v_2 = o} \frac{v dv}{H + Kv^2} =$$

$$= -\frac{Q}{g} \frac{1}{2K} \; ln \frac{H}{H + Kv^2} = + \frac{Q}{g} \frac{1}{2K} \; ln \frac{H + Kv^2}{H}$$

Po przekształceniu tego wzoru jak wyżej dla s dostajemy:

$$s_d = \frac{v_l^2}{255} \frac{1}{\frac{c_v}{c_i} - \mu} \; ln \; \frac{c_v/c_i}{\mu}$$

albo też

$$s_d = \frac{v_l^2}{255} \frac{1}{\mu - c_v/c_i} \; ln \; \frac{\mu}{c_v/c_i}$$

zależnie od tego czy c_v/c_i jest większe czy mniejsze od μ. Dla $c_v/c_i = 0$ mamy prosty wzór, służący do kontroli obliczeń.

$$s_d = -\frac{Q}{g} \int_{v_l}^{o} \frac{v dv}{H} = + \frac{Q}{g} \int_{o}^{v_l} \frac{v dv}{H} = \frac{v_l^2}{255 \mu} =$$

$$= \frac{36{,}2}{\mu} \text{ [m]}$$

Dobieg odbywa się zwykle na kącie natarcia jaki odpowiada toczeniu się samolotu na 3 punktach i co winno odpowiadać wartości $c_i \approx 0{,}9 \, c_{i\,max}$.

M. UWAGI KOŃCOWE.

W pracy niniejszej podane tabele przeliczeniowe służą do właściwego odtworzenia metody obliczeń i wykresów.

Wykresy bowiem zmniejszone w druku są niewystarczająco dokładne i umieszczone są raczej dla ilustracji przebiegu różnych krzywych i pokazania metody graficznego rozwiązywania równań. W praktyce do obliczeń osiągów nie potrzeba wykonywać wykresów 1, 2, 3 i 10. Wykres 1 służy tylko do wykreślenia krzywych mocy silnika na wykresie 7 — tak samo jak wykres biegunowej jest podstawą do wykonania wykresu [4] $\tau = f(x)$.

W praktyce postępujemy w sposób następujący:

1. Obieramy różne stopnie dławienia d oraz różne wysokości h i obliczamy tabelkę 3.
2. Na podstawie charakterystyki samolotu obliczamy moce N_k oraz szybkości v_k i sporządzamy wykres $\tau = f(x)$, [4].
3. Obliczamy moce $d \frac{k}{\sigma} N_0 = f(n)$ nanosimy je na wykres 7, gdzie można również wykreślić zużycie paliwa.
4. Dobieramy śmigło i wykonujemy wykres 6.
5. Obliczamy moce N_p przy pomocy tabeli 4 i na wykresie 7 znajdujemy rozwiązanie równania $d \frac{k}{\sigma} N_0 = f(n)$, które daje nam zależność $n = f(v, h)$.
6. Wykreślamy funkcje $n = f(v, h)$ na wykresie 8.
7. Obliczamy η przy pomocy tabeli 5 i nanosimy je ewentualnie na wykres 8.
8. Mając te dane obliczamy właściwe osiągi, jak omówiono w paragrafach H — L.

CALCULATION OF THE AIRCRAFT PERFORMANCES.

Engines propeller and aircraft — characteristics are discussed and a special notation is used. Using the equations of engine power available for different manifold pressures and different hights and power required by the propeller we receive a curve $n = f(v)$ which allows to determine in every case the efficiency of the propeller . The parabolic approximation of the polar curve of the aircraft is discussed and the calculation of climbing and horizontal speeds is based on the function $\varkappa$, which represents the ratio of power available in every case to the minimum power required for horizontal flight. The necessary tables for the practical calculation of performance are assembled and illustrated by corresponding diagrams.

Inż. JERZY ROLIŃSKI.
Główny Instytut Lotnictwa

Nieco danych z dziedziny napędu strumieniowego.

Obszerne streszczenie prelekcji wygłoszonej przez autora w dn. 14 VI br. na zebraniu odczytowym ZPIL.

Cel jaki postawiłem sobie przy opracowaniu tego szkicu, był dość skromny. Chodziło mi po prostu o przedstawienie szeregu cyfr, obrazujących z grubsza to, co w dziedzinie silników strumieniowo-turbinowych zostało zrealizowane i to bynajmniej nie do chwili obecnej, lecz dobre trzy lata temu, gdyż te wiadomości, które posiadamy odnoszą się co najwyżej do silników, wyprodukowanych mniej więcej w latach 1945 — 1946. Zresztą wiadomości te są bardzo niekompletne, gdyż źródłem ich są jedynie obce publikacje.

Temat prelekcji podzieliłem na cztery części:

1) silnik tłokowy, a silnik strumieniowy,
2) sprężarki,
3) komory spalania,
4) turbiny i dysze pędne.

Ze względu na brak miejsca nie poruszyłem zagadnień procesów termodynamicznych, regeneratorów oraz urządzeń do zwiększania ciągu (thrust augmenters).

SILNIK TŁOKOWY, A SILNIK STRUMIENIOWY.

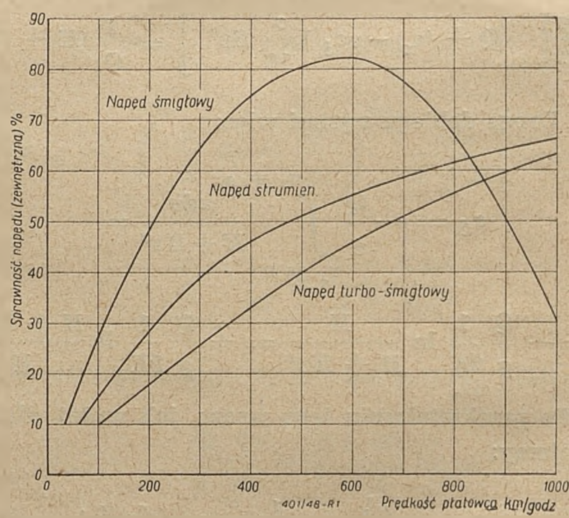
Jest rzeczą dziwną, że zagadnienie napędu strumieniowego, które interesowało świat techniczny od bardzo dawna, gdyż pierwsze pomysły datują się od zarania obecnego stulecia, doczekały się realizacji dopiero w ostatnich latach. W wielkim stopniu należy to przypisać pewnemu prawu bezwładności rządzącemu psychiką ludzką i, co za tym idzie przemysłem, który raz pchnięty na drogę silnika tłokowego szedł po niej aż do chwili, w której życie wykazało, że nie nadąża on za wzrastającymi wymaganiami stawianymi samolotowi. Chodzi tu mianowicie o szybkość.

Wielka szybkość—to wielka moc silnika, a do niej jeśli chodzi o silniki tłokowe, prowadzą dwie drogi: powiększenie średnicy cylindra, lub liczby cylindrów. I tu i tam istnieją pewne granice: w pierwszym wypadku kłopoty z detonacją, w drugim — niesłychana zawiłość konstrukcji. Ostatnio dała się zauważyć tendencja w tym drugim kierunku. Liczba cylindrów rośnie do 24, 36 a nawet 42.

Moce wzrastają do 3000 — 4000 KM, jednakże komplikacja tego rodzaju silników nie podlega dyskusji i wydaje się, że 5000 KM można uważać za nieprzekraczalną granicę. Pozostaje jeszcze stosowanie większej liczby silników, to jednak jest równoznaczne z komplikacją całej instalacji.

Jeśli chodzi o silniki turbinowe, to granicy tej nie widzimy. Moc turbiny można powiększyć w sposób, przynajmniej na razie, nieograniczony.

Poza tym jeszcze jedna sprawa. Silnika nie można traktować w oderwaniu od śmigła. Chodzi tu również o sprawność tego ostatniego, ta zaś wzrasta wprawdzie z prędkością, ale do pewnej granicy, mianowicie do chwili, w której zacznie wchodzić w grę efekt ściśliwości na końcach łopatek, co zachodzi mniej więcej przy prędkościach rzędu 600 km/godz. Dalej — krzywa opada. Rys. 1.



Rys. 1. Porównanie różnych systemów napędu.

Przy napędzie strumieniowym rzecz się ma inaczej. Sprawność jego ciągle rośnie a punkt przecięcia obu krzywych obserwujemy przy ok. 800 km/godz. Powyżej tej prędkości sprawność napędu strumieniowego jest już większa i ciągle rośnie z prędkoścą.

Z wykresu wynika, że przy niewielkich prędkościach jest ona bardzo niska, natomiast przy dużych prędkościach sytuacja zmienia się radykalnie.

Poświęćmy teraz chwilę uwagi zużyciu paliwa. We współczesnych silnikach strumieniowych wynosi ono 1 — 1,2 kg na kG ciągu i godz. Jeden kG ciągu odpowiada, dla prędkości ok. 480 km/godz jednemu koniowi na wale silnika tłokowego, przy założeniu 80% sprawności śmigła. Po odpowiednim przeliczeniu okaże się, że przy tej prędkości, zużycie paliwa na 1 KMh wynosi w silniku strumieniowym 550 g/KMh,

podczas gdy silnik tłokowy zużyłby przy tej samej prędkości nierównie mniej, mianowicie ok. 230 g/KMh.

Tak jednak jest tylko dla prędkości 480 km/godz Powyżej tej prędkości różnica zmniejsza się, aby przy ok. 800 km/godz. stać się równą zeru.

Tę cyfrę 800 km/godz. warto zapamiętać: powyżej tej prędkości sprawność napędu strumieniowego jest większa od sprawności napędu śmigłowego.

W związku z rozważaniami na temat paliwa warto zauważyć, że nawet przy prędkościach poniżej 800 km/godz sprawa wygląda mniej tragicznie, jeśli weźmiemy pod uwagę, że silnik turbinowy jest znacznie mniej wybredny pod względem jakości paliwa. Pracuje on na nafcie, która jest niewątpliwie tańsza od wysokooktanowej benzyny lotniczej.

Z tego ostatniego wynika, że koszty eksploatacji silnika strumieniowego są mniejsze od kosztów eksploatacji silnika tłokowego odpowiedniej mocy już dla prędkości poniżej 800 km/godz.

Jeśli weźmiemy teraz pod uwagę kwestię długowieczności silnika, gdyż sprawa ta jest równie wielkiej doniosłości, zachodzi pytanie czy silnik strumieniowy ma dostatecznie długi żywot.

Należy stwierdzić, że i na tym odcinku sprawa wygląda bardzo korzystnie. Derwent V pracował, podobno w trudnych warunkach na hamowni, 1005 godzin, a jedynymi częściami, wymienionymi po 500 godzinach były rury ogniowe w komorach spalania, kilka łopatek i pompa paliwowa. Jest to wynik zupełnie dobry. Przepisy ustalały pierwotnie czas, po którym należy silnik przejrzeć na 180 godzin pracy lecz wkrótce podwyższono go do 270 godzin.

Zresztą silniki typu strumieniowego posiadają bardzo wiele zalet. Popularna książeczka *G. Smitha* podaje ich aż 16. Oto one:

1) tańsze i bezpieczniejsze,
2) bezpośredniość wytwarzania ciągu,
3) brak ograniczeń co do mocy,
4) lepsza praca na wielkich wysokościach,
5) możliwość pobierania powietrza pod ciśnieniem, łatwość ogrzewania, odlodzania itp.,
6) brak części o ruchu posuwisto-zwrotnym,
7) niskie ciśnienie, zatem lekkie części,
8) niskie podwozie ,
9) możliwość lepszego ulokowania pilota i uzbrojenia,
10) lepsze możliwości oprofilowania gondoli silnika,
11) możliwość polepszania własności areodynamicznych skrzydła (Boundary Layer Control),
12) możliwość zastosowania większej liczby jednostek, działających niezależnie i uruchamiania odpowiedniej ich liczby zależnie od potrzeby. W ten sposób silniki pracują zawsze w optymalnych warunkach.
13) mniejsza liczba akcesoriów,
14) sprawność rosnąca z prędkością (efekt spiętrzania — Ram Effect),
15) prostota budowy, mniejszy ciężar, mniejsza powierzchnia czołowa,
16) tańsza produkcja.

Ta ostatnia zaleta nie jest bynajmniej rzeczą błahą. Wystarczy powiedzieć, że czas, jaki zużyto na wyprodukowanie największej z istniejących jednostek, mianowicie silnika Rolls-Royce'a Nene I (2250 kG ciągu stat) wyniósł 5,5 miesiąca od rozpoczęcia prac w biurze konstrukcyjnym do rozpoczęcia prób na hamowni. Działo się to co prawda w kraju wysoce uprzemysłowionym, przy czym wytwórnia posiadała już za sobą wiele prac z tej dziedziny, zbadane już uprzednio elementy, doświadczenie w produkcji itd. na ogół jednak można stwierdzić, że po przezwyciężeniu wstępnych, znacznych zresztą trudności produkcja ta jest szybsza niż produkcja silnika tłokowego. Na zakończenie tego szkicu porównawczego podam jeszcze dwie cyfry.

Stosunek mocy do powierzchni czołowej wynosi w nowoczesnym silniku szeregowym o mocy 3000 KM, chłodzonym cieczą, ok. 43 KM/dm^2. W silniku strumieniowym takim jak Derwent V stosunek ten po przeliczeniu ciągu na moc równoważnego silnika tłokowego przy 960 km/h wynosi 108 KM/dm^2.

A teraz jeśli chodzi o ciężar:

Stosunek ciężaru do mocy wynosi w silnikach tłokowych (2000 do 3000 KM) 0,457 — 0,590 kg/KM. W silnikach strumieniowych przy prędkości 800 km/godz stosunek ten wynosi zaledwie 0,115 kg/KM, a zatem silnik strumieniowy jest czterokrotnie lżejszy od równoważnego mu silnika tłokowego.

SPRĘŻARKI.

We współczesnych silnikach strumieniowych stosowane są, jak wiadomo, dwa typy sprężarek tzn. sprężarki odśrodkowe i sprężarki osiowe. Trudno jest ryzykować jakąkolwiek opinię co do tego, któremu z tych dwu typów należy dać pierwszeństwo. Wiadomo, że kraj, dziś niewątpliwie przodujący w dziedzinie budowy silników strumieniowych jakim jest W. Brytania stosuje w większości produkowanych przez siebie typów tradycyjną sprężarkę odśrodkową. Z drugiej strony dużo do myślenia daje fakt, że Niemcy, którzy podobnie jak Brytyjczycy mieli poważne doświadczenie w budowie sprężarek odśrodkowych do tłokowych silników lotniczych, poszli od razu po linii sprężarek osiowych.

W chwili obecnej jesteśmy świadkami wzrastającego zainteresowania sprężarkami osiowymi w W. Brytanii (Metropolitan Vickers, Armstrong Siddeley i in.). Wskazywałoby to na skłanianie się opinii technicznej ku poglądowi, że przyszłość należy raczej do sprężarek osiowych. Mimo to podkreślić należy, że w chwili obecnej najwybitniejsze z budowanych silników posiadają ciągle jeszcze sprężarki odśrodkowe.

Każdy z obu systemów posiada swoje zalety. Jeśli chodzi o sprężarki odśrodkowe, to przemawia za nimi przede wszystkim względna łatwość realizacji, gdyż z jednej strony istnieje tu sporo materiału doświadczalnego, teoretycznego i technologicznego z pokrewnej dziedziny sprężarek do silników tłokowych, a poza tym mają one za sobą możliwość osiągnięcia wymaganego stosunku sprężania na jednym tylko stopniu.

Mimo że teoretycznie zagadnienie sprężania w dyfuzorze jest odwróceniem zagadnienia rozprężania się gazu w zwężającym się kanale, połączonego ze wzrostem prędkości, to jednak realizacja techniczna zjawiska jest w wypadku sprężania znacznie trudniejsza, ze względu na możliwość oderwania się strugi.

Postęp w tej dziedzinie dokonał się dzięki rozwojowi aerodynamiki, który pociągnął za sobą radykalną zmianę punktu widzenia. Łopatek nie traktuje się już jako ścianek, ograniczających kanały przez które przepływa czynnik, lecz jako szereg powierzchni nośnych, przy czym uzyskany wzrost ciśnienia jest w bezpośrednim związku z siłami aerodynamicznymi działającymi na łopatkę. Najbardziej rzucającym się w oczy rezultatem trudności o których mowa, jest wielostopniowość sprężarki osiowej. Względy areodynamiczne nie pozwalają na uzyskanie całego żądanego wzrostu ciśnienia w jednym stopniu, w konsekwencji musi on zostać podzielony między większą ilość stopni.

Obliczenie ilości stopni jest pierwszym momentem, kiedy konstruktor styka się bezpośrednio z zagadnieniem aerodynamiki. Powtórnie styka się on z tym zagadnieniem przy obliczaniu poszczególnych stopni. Łopatkę traktuje się jako powierzchnię nośną, przy czym współczynnik wyporu odnoszony jest do średniej prędkości względnej.

Dla podanego profilu współczynnik wyporu zależy oczywiście od kąta natarcia względem średniej prędkości względnej i można wykreślić tu krzywą analogiczną do stosowanych dla profilów lotniczych. Oczywiście współczynnika wyporu nie bierze się z wykresów, będących wynikiem badań pojedyńczego profilu. Prowadziłoby to do zbyt wielkich niedokładności. W tunelu bada się wirnik jako całość, przy czym znajduje się rozkład ciśnień na powierzchni łopatki. Następnie oblicza się składową styczną i osiową wyporu, po czym należy sprawdzić, czy obliczone wartości zgadzają się z cyframi, otrzymanymi z bezpośredniego pomiaru tych sił.

Jak widzimy, w wypadku sprężarek osiowych posiadamy daleko bardziej nowoczesny instrument naukowy i temu zepewne należy przypisać fakt, że sprawność sprężarek osiowych jest większa.

Porównajmy dla przykładu kilka bardziej znanych silników. Sprawność adiabatyczna sprężarki silnika Rolls-Royce'a Nene (silnik ten stosuje dwustronną sprężarkę odśrodkowa) wynosi 80%. Sprawność ta uważana jest powszechnie za rekordową. Jest ona zadziwiająca przede wszystkim dlatego, że wpadające na łopatki dyfuzora powietrze ma prędkość naddźwiękową.

Weźmy teraz silnik Metro-Vick F 2/4, mającv dziesięcio-stopniową sprężarkę osiową. Sprawność jej wynosi 88%: różnica jest zatem poważna. Podobne sprężarka silnika ASX (Armstrong Siddeley) posiada ona sprawność 87%.

Sprawność sprężarki, również osiowej, niemieckiego silnika Jumo 004 oceniana jest na 80% i wartość ta jest uważana za słabą. Jest jak już raz zauważyliśmy, rzeczą interesującą, że Niemcy w przeciwieństwie do Brytyjczyków poszli od razu po linii sprężarek osiowych. Kwestia ciężaru nie gra tu roli, gdyż wirnik i tak jest dość ciężki.

Interesujące jest wyjaśnienie tego faktu podane przez Aircraft Engineering w związku z opisem Jumo 004. Zdaniem autora powodu zastosowania przez Niemców sprężarki osiowej należy doszukiwać się w turbinie, a raczej w niedoskonałości materiałów na turbiny, jakimi oni rozporządzali. Sztywność łopatek osiągnięta jest przez zastosowanie małego kąta łopatek kierowniczych oraz dzięki temu, że łopatki są przy nasadzie niemal czysto akcyjne. Jednakże dla danego wydatku mały kąt łopatek kierowniczych powoduje dużą wysokość łopatki to zaś z kolei ogranicza obroty ze względu na naprężania w łopatkach, pochodzące od sił odśrodkowych. Przy tych ograniczonych obrotach sprężarka odśrodkowa o stosunku sprężania 3 : 1 miałaby zbyt wielką średnicę, a zatem silnik posiadałby zbyt wielką powierzchnię czołową.

Zestawmy teraz zalety obu typów sprężarek. Jeśli chodzi o sprężarki odśrodkowe zaletami ich są:

1) możliwość uzyskania wysokiego stosunku sprężania w jednym stopniu,
2) stosunkowa łatwość realizacji,
3) korzystniejsza charakterystyka,

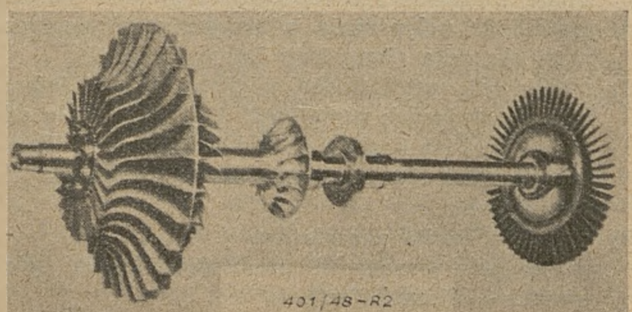
Sprężarki osiowe natomiast charakteryzuje:

1) Wielka zdolność przelotowa. Wydatek sprężarki osiowej może być trzy razy większy niż wydatek sprężarki ośrodkowej o tej samej średnicy,
2) mała powierzchnia czołowa,
3) większa sprawność.

Pionierem na polu konstrukcji sprężarek osiowych w W. Brytanii jest *A. A. Griffith*, zaś jeśli chodzi o Niemcy to podwaliny pod rozwój sprężarek osiowych położył u nich Instytut w Göttigen.

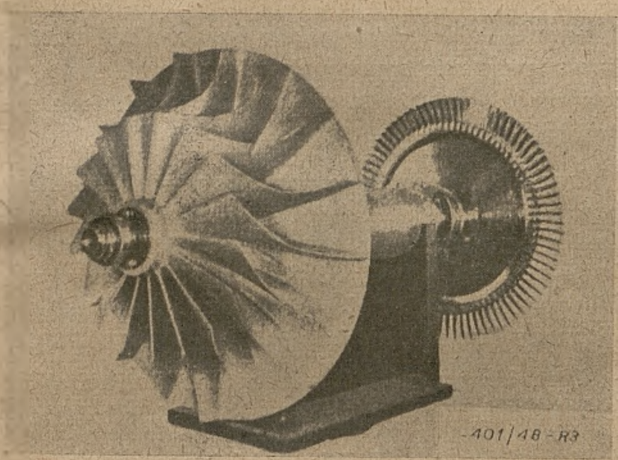
Na zakończenie rozdziału o sprężarkach wrócimy jeszcze na chwilę do sprężarek odśrodkowych.

Istnieją tu dwie szkoły. Pierwsza z nich, do której zaliczyć należy samego *F. Whittle'a* oraz firmę Rolls Royce, hołduje sprężarce obustronnej. Twórcą drugiej, stosującej sprężarkę jednostronną jest *F. B. Halford* główny konstruktor de Havillanda i twórca znanych silników Goblin i Ghost.



Rys. 2. Zespół wirnikowy (sprężarka i turbina) silnika Derwent (Rolls Royce).

Jak zwykle w takich wypadkach każda z obu alternatyw posiada szereg zalet, których nie posiada druga i naodwrót. Jest rzeczą oczywistą, że dla założonego wydatku sprężarka obustronna (Rys. 2) ma mniejszą średnicę. Dzięki temu średnica silnika jest mniejsza. Zaletę tę zmniejsza co prawda fakt, że między zewnętrznym konturem silnika a jego osłoną musi być pozostawiony pewien odstęp, aby powietrze mogło się dostać do tylnej części wirnika. Poza tym powietrze nagrzewa się przepływając między komorami spalania, które zresztą muszą być od siebie dostatecznie oddalone, aby przepływ ten umożliwić. Droga, jaką opisuje powietrze, jest w ten sposób dość skomplikowana i nie jednakowa dla obu stron wirnika.



Rys. 3. Zespół wirnikowy (sprężarka i turbina) silnika Goblin (de Havilland).

Wad tych unika system jednostronny (Rys. 3) kosztem powiększania średnicy silnika. Przepływ jest tu mniej skomplikowany, a poza tym fakt, że powietrze chwytane jest wprost do otworu wlotowego sprężarki wpływa na lepsze wykorzystanie wstępnego wzrostu ciśnienia spowodowanego ruchem samolotu.

I jeszcze dwa plusy sprężarek jednostronnych:

1) można tu ograniczyć się do dwu łożysk, podczas gdy sprężarka dwustronna wymaga trzech,
2) osiowa siła działająca na wirnik sprężarki działa w kierunku przeciwnym niż osiowa siła pochodząca od turbiny. Przez odpowiednie dobranie średnicy uszczelnienia labiryntowego na tylnej ścianie wirnika sprężarki można siły te zupełnie zrównoważyć. Normalnie pozostawiamy zresztą pewną niewielką wypadkową ku przodowi.

Wszystkie te zalety osiągamy oczywiście kosztem powiększenia średnicy wirnika oraz droższego jego wykonania.

KOMORY SPALANIA.

Dwie są najbardziej ogólne cechy odróżniające lotniczą komorę spalania od innych urządzeń tego rodzaju. Są nimi:

1) Silne obciążenie komory.
2) Duży nadmiar powietrza.

Silne obciążenie komory jest bezpośrednim rezultatem warunku możliwie małych wymiarów zewnętrznych oraz lekkości, jaki stawiamy wszelkim konstrukcjom lotniczym.

Jeśli obciążeniem komory nazwiemy stosunek wytworzonego w jednostce czasu ciepła do objętości komory, to w wypadku komór lotniczych wynosi ono mniej więcej 10^8 kcal/m^{3}h co stanowi wartość ok. 200 razy większą od obciążenia przestrzeni spalana w przeciętnym kotle parowym na pył węglowy.

Duży nadmiar powietrza ma na celu obniżenie temperatury do wartości nie zagrażającej bezpieczeństwu turbiny, to znaczy do ok. 800°C. Wiemy, że optymalny nadmiar powietrza wynosi 1,1 — 1,2. Tutaj jest on kilkakrotnie większy tak, że stosunek wagowy paliwa do powietrza wynosi zazwyczaj ok. 1/60 (czterokrotny nadmiar powietrza) zamiast np. 1/15 w silnikach tłokowych.

Są to zupełnie inne rzędy wielkości i wymagają zupełnie innego ujęcia zagadnienia.

Jeśli weźmiemy pod uwagę, że procesy zachodzące w komorze spalania są bardzo skomplikowane i tym samym trudne do uchwycenia rachunkowego, wówczas stanie się rzeczą jasną, że najlepszą drogą do osiągnięcia zamierzonego celu, jakim jest odpowiednia sprawność komory, będzie droga eksperymentu.

Budowę stanowisk do badania komór spalania w Wielkiej Brytanii zapoczątkowały zakłady Lucasa w roku 1940. Pierwsze stanowisko zbudowane zostało na 3 ata oraz na wydatek 1,5 kg/sek i służyło do badań mających na celu ulepszenie silników *Whittle'a* W2 oraz W2 B. Oprócz tego firma ta rozporządzała stanowiskiem do badania zapłonu z obserwacją wzrokową.

Następne dwa stanowiska posiadały wydatek 2,7 kg/sek oraz podwyższone ciśnienie, aby dotrzymać kroku wzrastającym ciągle stosunkom sprężania.

Celem śledzenia procesu spalania robiono analizy gazów spalinowych w różnych punktach.

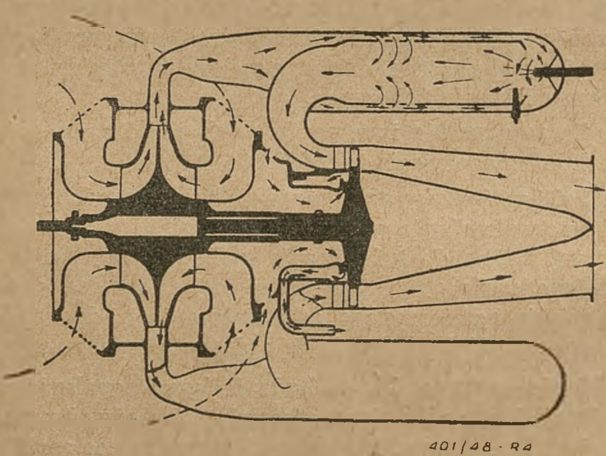
Wiele trudu poświęcono zbadaniu rozkładu prędkości w przekroju wlotowym komory, aby uniknąć szkodliwego wpływu pulsacji. Poza tym należało spełnić jeszcze jeden ważny warunek, mianowicie aby płomień nie wychodził poza obręb komory, co jest ważne ze względu na bezpieczeństwo turbiny.

Temperaturę wylotową obniżono do żądanych 800°C, a prędkość ograniczono do 150 — 180 m/sek.

Próby te doprowadziły do ustalenia się pewnych ogólnych zasad konstrukcyjnych, które można zauważyć we wszelkich dotychczas zrealizowanych komorach.

Najważniejszym zagadnieniem konstrukcyjnym jest zagadnienie temperatury. Oczywiście zależy nam na tym, aby we wszystkch punktach była ona jaknajniższa, a zatem równa temperaturze wylotowej

czyli ok. 800°C. Na drodze tej napotykamy jednakże przeszkodę w postaci nieustabilizowanego płomienia. Warunkiem do osiągnięcia tej stabilizacji jest odpowiednio krótki czas potrzebny na podgrzewanie paliwa do temperatury zapłonu. Czas ten oczywiście maleje ze wzrostem temperatury, a najodpowiedniejsza jej wartość wynosi ok. 2000°C. Problem ten rozwiązano w sposób następujący: strumień wpadającego do komory powietrza dzieli się na dwie części: pierwsza — nazwijmy ją krótko powietrzem pierwotnym — służy dla podtrzymania właściwego procesu spalania, przy czym nadmiar powietrza obrany jest w ten sposób, aby temperatura wynosiła właśnie ok. 2000°C; reszta powietrza, objętościowo 3 — 4 krotnie większa, miesza się ze spalinami w dalszej części komory, obniżając w ten sposób temperaturę do żądanej ostatecznej wartości ok. 800°C.



Rys. 4. Silnik ze zwrotną komorą spalania.

Taki przebieg procesu został osiągnięty dzięki następującej konstrukcji: komora posiada dwie współśrodkowe ścianki. Wewnętrzna, nazywana rurą ogniową (flame tube), wykonana jest ze stopu ognioodpornego np. Inconel albo Nimonic 80. Dostaje się tu powietrze pierwotne oraz paliwo w stosunku powiedzmy 18/1 i następuje spalanie.

Powietrze wtórne przepływa między rurą ogniową a płaszczem zewnętrznym i łączy się następnie ze spalinami, przepływając przez znajdujące się w odpowiednim miejscu otwory w rurze ogniowej. W ten sposób płaszcz jest silnie chłodzony, co jest rzeczą bardzo pożądaną. Chłodzenie to posunięte jest tak daleko, że płaszcz może być wykonany ze zwykłej blachy stalowej. Dla wykonania tych komór z cienkich blach została udoskonalona specjalna technika spawania.

Życie takiej komory jest dość długie. Przekracza ono znacznie 200 godzin.

Jeszcze jedna ważna rzecz, o której dotychczas nie mówiliśmy. Dla osiągnięcia należytej dokładności spalania należy umożliwić ustawiczne stykanie się cząsteczki paliwa ze świeżym powietrzem, co może być osiągnięte jedynie przez energiczne wiry. Wiry te wytworzone są w sposób sztuczny dzięki umieszczonym we wlocie do rury ogniowej ukośnym łopatkom.

Wiry te mają jednakże swoje złe strony, mianowicie znaczną stratę ciśnienia w komorze spalania.

Strata ta wynosi w komorach Lucasa 0,14 kg/cm² przy ciśnieniu początkowym 3,9 ata. Ten spadek ciśnienia jest rzeczą bardzo poważną. Powoduje on 3 — 7% stratę na spadku adiabatycznym, co oczywiście odbija się ujemnie na mocy użytecznej silnika. Jeżeli więc musimy za dokładność spalana płacić cenę tak wysoką, wobec tego należy bardzo dbać o racjonalne rozwiązanie sprawy wymieszania paliwa z powietrzem, aby strata ta nie została podniesiona niepotrzebnie.

Sprawnością spalania nazywamy stosunek ciepła wyswobodzonego w komorze spalania do ilości ciepła, jaka by się wytworzyła, gdyby spalenie było idealne. W wypadku silnika Jumo 004 sprawność ta wynosi 85%, co jest bardzo słabą wartością, jeżeli zważymy, że komory angielskie osiągają 97 — 98%.

Przejdźmy z kolei do omówienia konstrukcji komór spalania kilku najbardziej znanych silników.

Zacznijmy od silników wielokomorowych. Na marginesie warto zauważyć, że zastosowanie większej liczby komór pojedyńczych jest ciekawym przykładem ujęcia nowego zagadnienia technicznego. Stworzenie jednej komory spalania dla całego silnika jest przedsięwzięciem, z którego trudności łatwo sobie zdać sprawę. Stanowisko do badania takiej komory musiałoby rozporządzać wydatkiem powietrza równym wydatkowi projektowanego silnika, a zatem w wypadku silnika takiego jak np. Ghost wynosiłoby

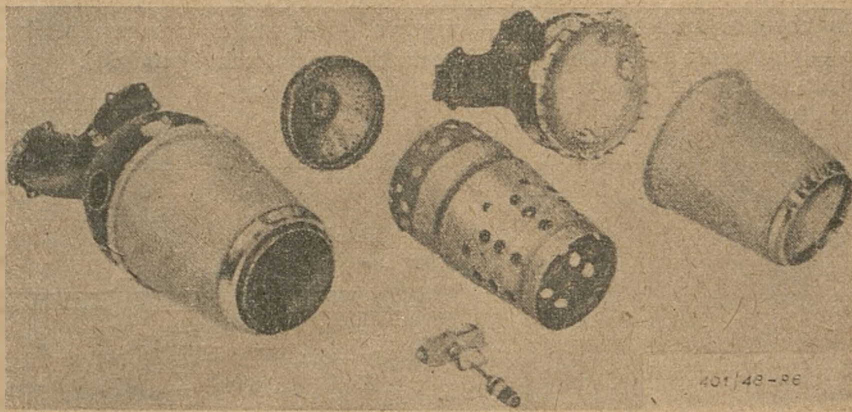


Rys. 5. Komora spalania silnika Nene I (Rolls Royce) wraz z jej częściami składowymi.

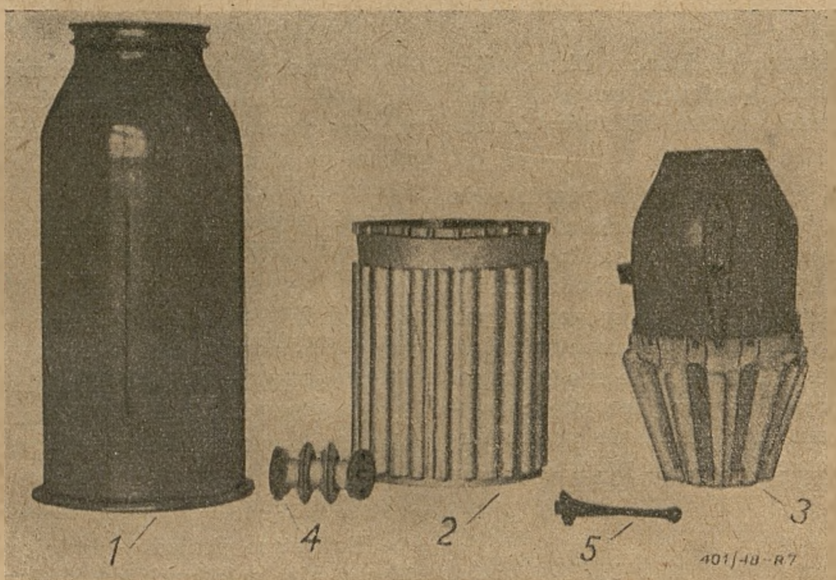
to około 40 kg powietrza na sekundę, czyli instalacja byłaby olbrzymia. Pomijając zresztą kwestię instalacji, oczywiste jest, że technika samych badań nie byłaby tu łatwa. Trudności tych unikamy w znacznym stopniu przez zastosowanie szeregu oddzielnych, mniejszych komór spalania, łatwiejszych do opanowania i produkcji, ale pogarszających nieco sprawność.

Komory te dzielą się na:

1) komory o przepływie prostym oraz
2) komory zwrotne.



Rys. 6. Komora spalania silnika Ghost (de Havilland) wraz z jej częściami składowymi.



Rys. 7. Komora spalania silnika Jumo 004:
1) ochrona płaszcza zewn.,
2) płaszcz zewnętrzny,
3) rura ogniowa,
4) przewód międzykomorowy.
5) wtryskiwacz,

Te ostatnie stosowano na początku obecnego dziesięciolecia w silnikach Power Jets konstrukcji *F. Whittle'a* (Rys. 4), znanych z poważnej roli, jaką odegrały one w historii rozwoju silników strumieniowych. Obecnie komory zwrotne nie odgrywają takiej roli jak komory o przepływie prostym. Zaletami ich są: mały wpływ rozszerzalności cieplnej, gdyż punkty zamocowania znajdują się blisko siebie, oraz możliwość zaoszczędzenia na długości silnika.

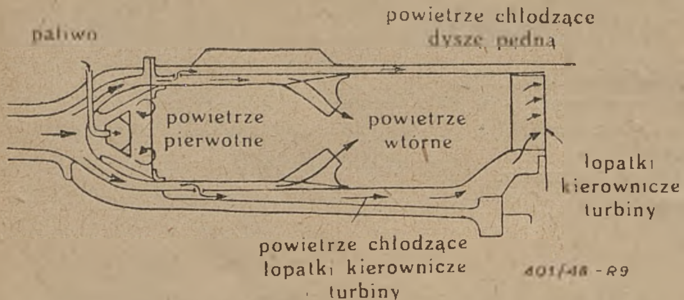
Przejdźmy teraz do komór o przepływie prostym. Jeśli chodzi o silniki brytyjskie, to wspólną ich cechą jest podział powietrza wtórnego na dwie części. Pierwsza służy niejako do zakończenia procesu spalania, druga zaś do właściwego obniżenia temperatury przy końcu rury ogniowej.

Weźmy dla przykładu komorę spalania silnika Nene. (Rys. 5). Widzimy na rysunku wszystkie te elementy, o których była mowa, a więc rurę ogniową z otworami, przy czym mamy tu dwa szeregi otworów, o których właśnie mówiliśmy — pierwszy dla uzupełnienia spalania, drugi dla ostatecznego wymieszania spalin z powietrzem wtórnym. Obok widoczny jest wymontowany wtryskiwacz, który w silniku tym składa się z dwu niezależnych urządzeń rozpylających. Urządzenie takie ma na celu dostosowanie funkcjonowania palnika do różnych warunków biegu silnika.

Dla biegu luzem funkcjonuje tylko jeden rozpylacz, dla obrotów maksymalnych — obydwa. Zapewnia to odpowiednie rozpylanie we wszystkich warunkach ruchu. Rura ogniowa wykonana jest ze stopu Nimonic 80.

Komora silnika Ghost (Rys. 6) nie różni się w swych zasadniczych cechach od komory Nene. Widzimy tu podwójny wlot, ponieważ liczba łopatek dyfuzora jest dwukrotnie większa od liczby komór spalania równej 9.

Znaczniejsze różnice konstrukcyjne przedstawia komora Junkersa (Rys. 7). W przeciwieństwie do poprzednich posiada ona rurę ogniową zamkniętą poprzeczną ścianką, natomiast spaliny wychodzą z niej do przestrzeni zewnętrznej przez szereg podłużnych szpar pomiędzy „listewkami“ rozmieszczonymi równomiernie na obwodzie. „Listewki“ te spełniają podwójną rolę i 1° — powodują wiry sprzyjające wymieszaniu się obu strumieni, 2-działanie promieniujące ułatwia podgrzewanie cząsteczek paliwa do temperatury zapłonu.



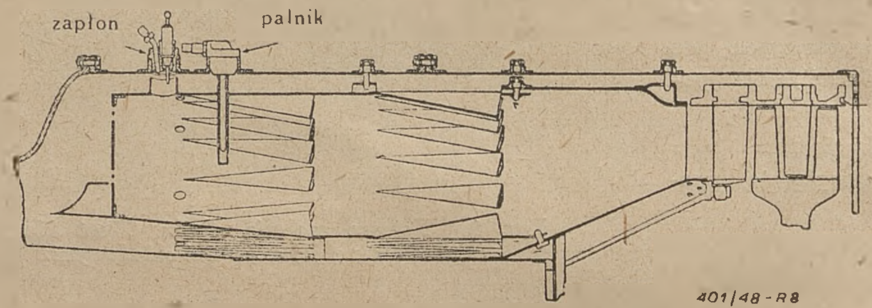
Rys. 9. Pierścieniowa komora spalania silnika BMW 003.

To działanie promieniujące ma w poprzednio omawianych typach sama ścianka rury ogniowej, a poza tym płomień.

Wtryskiwacz bardzo prostej konstrukcji wchodzi do komory z boku, w przeciwieństwie do komór brytyjskich, a rozpylone paliwo skierowane jest przeciwprądowo. Ma to na celu lepsze wymieszanie paliwa z powietrzem.

Komora Junkersa daje płomień ustabilizowany dla całego zakresu pracy od biegu luzem do obrotów maksymalnych, jednak strata ciśnienia jest dość duża i sprawność komory niewielka, o czym już mówiliśmy powyżej.

Komory pierścieniowe są ciągle jeszcze mało rozpowszechnione ze względu na trudności, o których również była już mowa.



Rys. 8. Pierścieniowa komora spalania silnika Metro-Vick

W Anglii komora pierścieniowa została zastosowana w silnikach Metro Vick (Rys. 8). Powietrze wtórne płynie tu dwiema pierścieniowymi przestrzeniami po obu stronach części wewnętrznej, również pierścieniowej, odpowiadającej rurze ogniowej w komorach pojedyńczych. Powietrze pierwotne dostaje się do części środkowej przez szereg otworów w ściance czołowej, wtórne — przez dwa rzędy klinowatych wlotów, odpowiadających dwu rzędom otworów w komorze zwykłej.

Z silników niemieckich, komorę pierścieniową stosuje BMW 003 (Rys. 9). Składa się ona z odlewanego pierścieniowego wlotu, osłon wewnętrznej i zewnętrznej, oraz przegród wewnętrznej i zewnętrznej wraz z wlotami powietrza wtórnego.

Powietrze pierwotne dostaje się do komory przez 16 otworów, w których umieszczone są stożkowe ekraniki, zapewniające mieszanie, potrzebne dla stabilizacji płomienia. W środku każdego z tych ekraników znajduje się wylot wtryskiwacza.

Powietrze wtórne dostaje się do środka z obu stron przez szereg płaskich wlotów, kierujących je do samego środka strumienia gorących gazów, ochładzając je do 750°C.

Obciążenie komory 0,75 . 10^8 kcal/m^{3}h.

Sprawność podawana przez Niemców i prawdopodobna 90 ÷ 95% .

Strata ciśnienia — 0,21 at.

W ogóle da się o tej komorze powiedzieć, że jest ona konstrukcją w zupełności udaną: jest krótka, o małej średnicy i o zupełnie niezłej sprawności.

Reasumując to cośmy powiedzieli o komorach pierścieniowych, wyliczmy ich zalety:

1) zajmują mało miejsca,
2) posiadają sprawność większą niż pojedyńcze małe komory,
3) nadają się doskonale do sprężarek osiowych.

TURBINY I DYSZE PĘDNE.

Mówiliśmy już, w związku ze sprężarkami osiowymi, że rozprężanie jest znacznie łatwiejsze do realizacji technicznej niż sprężanie. Dlatego też od jednego stopnia turbiny możemy żądać znacznie większej pracy niż od jednego stopnia sprężarki osiowej i z tego właśnie powodu turbiny w silnikach strumieniowych są niemal zawsze jednostopniowe. Nie znaczy to jednak, że problem turbiny jest łatwy. Przeciwnie; dlatego właśnie, że stawiamy jej tak wysokie żądania co do mocy, wymaga ona studiów nie mniejszych niż sprężarka osiowa.

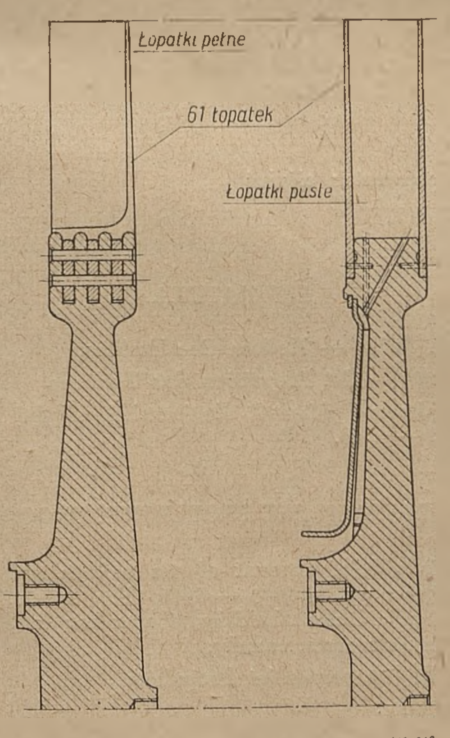
Specjalnego zabarwienia dodaje tutaj fakt, że długość łopatek w stosunku do średnicy wirnika jest znaczna, co jest charakterystyczną cechą turbiny lotniczej.

Podobnie jak w sprężarkach obserwujemy również w dziedzinie turbin pojawienie się nowej, aerodynamicznej koncepcji. Jej widomym znakiem jest wprowadzenie współczynnika wyporu, podobnego jak w sprężarkach, aczkolwiek nieco inaczej zdefiniowanego.

Wprowadzenie tego współczynnika jest rzeczą bardzo korzystną, gdyż pozwala on na obliczenie podziałki, przyjmowanej dotychczas empirycznie.

Przejdźmy do omówienia danych cyfrowych.

Na wstępie stopień reakcji. Sprężarki osiowe budowane są na ogół z dużym stopniem reakcji. W wypadku silnika Jumo 004 wynosił on aż 1, to znaczy, że całkowity wzrost ciśnienia uzyskany jest na łopatkach wirnika, a kierownice służą jedynie do zmiany kierunku przepływającego powietrza. W turbinach rzecz



Rys. 10. Dwa wykonania łopatek turbiny silnika Jumo 004.

się ma inaczej, gdyż budowane są one raczej jako akcyjne. Powodu należy doszukiwać się w tym, że jak już powiedzieliśmy, wymagamy od turbin wielkich mocy z jednego stopnia, gdyż z trójkątów prędkości wynika, że w wypadku turbiny czysto akcyjnej spadek entalpii jest dwukrotnie większy niż w turbinie o stopniu reakcji $\sigma = 0{,}5$ i o tej samej prędkości obwodowej. Ta większa moc turbiny akcyjnej okupiona jest co prawda większymi stratami, które są w bezpośrednim związku ze znacznymi prędkościami gazów.

Z tego powodu nie budujemy nigdy turbin w stu procentach akcyjnych, lecz dajemy pewien stopień reakcji dla powiększenia sprawności.

Stopień reakcji zmienia się zresztą wzdłuż łopatki i na zewnątrz jest większy (sięga niemal 50%).

Moce są, jak już powiedzieliśmy, znaczne. Tak np. moc turbiny silnika Jumo 004 wynosi ok. 3500 KM (ciąg równa się ok. 800 kG). To samo w silniku Goblin — 5700 KM (1360 kG ciągu) W największych zbudowanych jednostkach moc ta wynosi przeszło 10000 KM np. w silniku Ghost — ok. 10600 KM (ciąg = ok. 2270 kg.). Dla zorientowania się w prędkościach obwodowych i temperaturach zacytuję dane z silnika Nene I.

Średnia prędkość obwodowa łopatki wynosi tu ok. 330 m/sek (12300 obr/min zaś temperatura — 800°C.

Niemcy, którzy jak wiemy, rozporządzali gorszymi materiałami uważali 750°C za maksymalną dopuszczalną temperaturę. Średnia prędkość obwodowa wynosi u nich 275 m/sek.

Jeśli chodzi o temperaturę, to jest rzeczą jasną, że jest ona czynnikiem, mającym decydujący wpływ na budowę turbiny i co za tym idzie całego silnika. Zagadnienie obniżenia temperatury łopatek jest niezwykle doniosłe. Chłodzenie ich było najpierw zrealizowane przez Niemców, co nie jest niespodzianką, jeśli zważyć ich trudności materiałowe.

W jednym z wariantów silnika Jumo 004 zastosowano (Rys. 10) łopatki puste, przez które przepływało powietrze chłodzące, dostające się tam przez odpowiednie kanały w wirniku.

Zastosowanie chłodzenia przy doskonalszych materiałach takich, jakimi np. dysponują Brytyjczycy, pozwoliłoby na podniesienie temperatury gazów, a co za tym idzie sprawność cyklu. Wiadome jest zresztą, że interesują się oni tym zagadnieniem i że prowadzili na ten temat wywiady w przemyśle niemieckim.

Sprawności turbin są na ogół duże—średnio 85%. U Niemców sprawność ta jest gorsza i w silniku Jumo 004 wynosi ok. 80%. Tak niska stosunkowo sprawność przypisywana jest źle zaprojektowanemu profilowi łopatek i dużemu luzowi promieniowemu.

Na zakończenie warto zainteresować się rzędem wielkości prędkości i temperatur przepływających w różnych punktach gazów.

Weźmy w tym celu rysunek schematyczny. (Rys. 11), jaki ukazał się w pismach w związku z opi-

sem silnika Ghost, a który doskonale ilustruje stosunki, jakie zachodzą między prędkościami oraz temperaturami w różnych punktach silnika.

Wpadające do komór spalania powietrze ma 210°C oraz nadciśnienie 3,45 at. Spaliny opuszczające komorę spalania posiadają temperaturę 850°C oraz nadciśnienie 3,18 at, innymi słowy strata ciśnienia wyniosła tu ok. 0,27 at. Prędkość ich wynosi 152 m/sek

Za turbiną temperatura wynosi 665°C, a zatem gazy ochłodziły się o 185°C — odpowiada to mniej więcej spadkowi entalpii ok. 48 kcal/kg. Nadciśnienie 0,52 at, prędkość 320 m/sek.

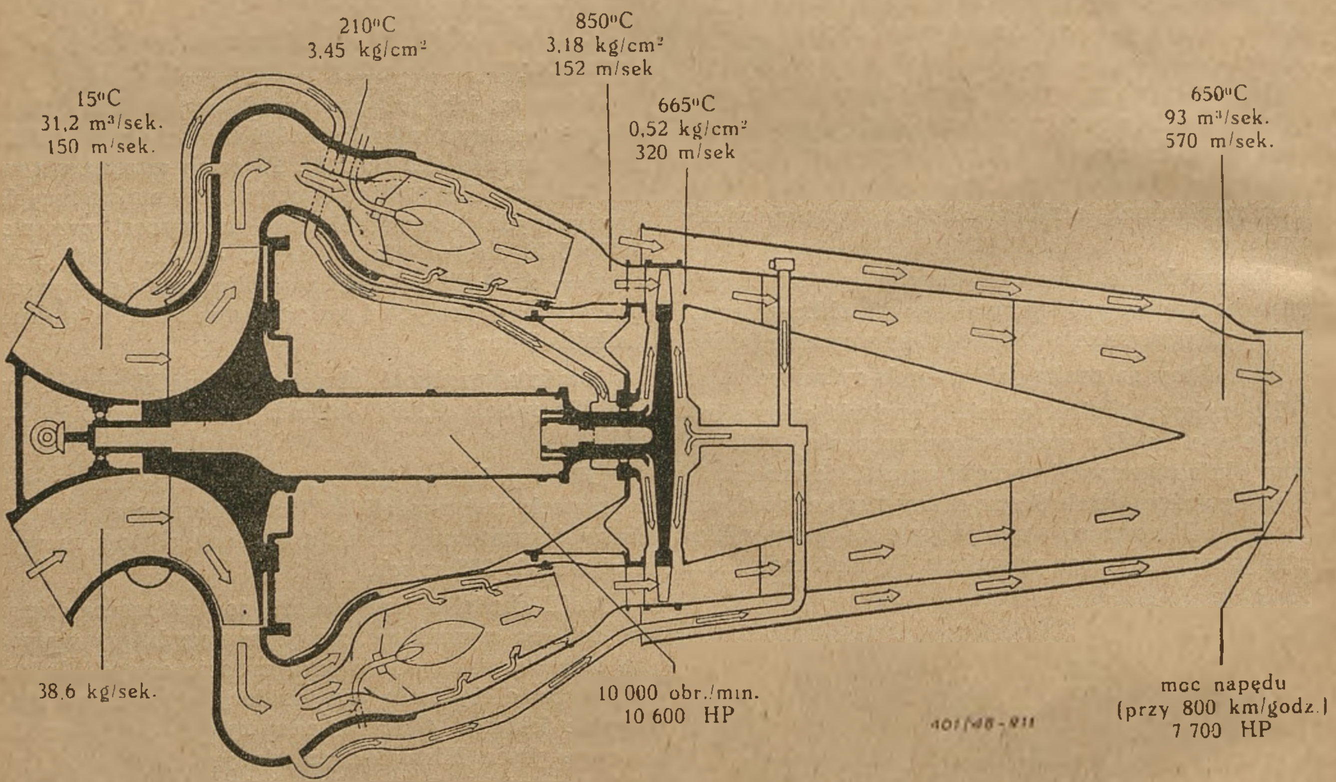
kości, która w budowanych obecnie silnikach nie przekracza prędkości dźwięku.

Tak np. prędkość dźwięku dla przekroju wylotowego wynosi w naszym wypadku (silnik Ghost):

$$C_{dzw} = \sqrt{gx\,RT} = \sqrt{9{,}81 \,.\, 1{,}4 \,.\, 29{,}27 \,.\, 923} \approx$$
$$\approx 610 \text{ m/sek.}$$

a zatem więcej niż panująca tam prędkość 570 m/sec.

Czy ten sposób konstruowania dysz utrzyma się długo, trudno na razie mówić. Rostrzygnie to z pewnością niedaleka przyszłość.



Rys. 11. Schemat, ilustrujący zmienność temperatur, ciśnień i prędkości w silniku Ghost (de Havilland).

U wylotu dyszy: temp. = 650°C. Prędkość = 570 m/sek. Spadek ciśnienia w dyszy pędnej wynosi 0,52 at.

Ponieważ różnica temperatur na początku i na końcu dyszy wynosi 15°, więc spadek entalpii w dyszy równa się ok. 4 kcal/kg. Nie znaczy to jednak, że cała energia kinetyczna strumienia odpowiada wyłącznie temu spadkowi. Gazy, po opuszczeniu turbiny posiadają już znaczną prędkość. W naszym wypadku wynosi ona, jak pamiętamy, 320 m/sek. W dyszy ulega ona zwiększeniu do 570 m/sek.

Jeśli chodzi o kształt dyszy, to bywa on dość różnorodny. Zależny on jest między innymi od sposobu zamontowania silnika na płatowcu. W każdym razie przekrój końcowy jest mniejszy od początkowego, co jest oczywiste, gdyż chodzi o zwiększenie préd-

LITERATURA.

I. *A. W. Judge* — Modern Gas Turbine.
II. *G. Smith* — Jet Propulsion Gas Turbines.
III. Czasopisma: Aircraft Engineering, Flight, Interavia z 1944 — 1948.

SOME DATA ON JET PROPULSION PROGRESS.

This is a brief account of gas turbine and jet propulsion progress up to 1945 — 1946. The article, which is a summary of a lecture held by the author in June 1948 is divided in four parts, namely:

1) Piston Engine versus jet Propulsion.
2) Compressors.
3) Combustion Chambers.
4) Turbines and Propulsion Nozzles.

Inż. B. MIELNIKOWA.
C P N

Osiągnięcia w dziedzinie olejów smarowych.

Pierwszymi olejami, które stosowano do smarowania mechanizmów, były oleje roślinne i zwierzęce. Za najlepszy z nich uważany był olej rycynowy. Z chwilą zjawienia się olejów mineralnych, oleje roślinne i zwierzęce musiały ustąpić im miejsca. Najważniejszym powodem, dla którego oleje mineralne zostały uznane za lepsze, jest ich taniość i trwałość chemiczna. Oleje roślinne i zwierzęce w wyniku pracy i magazynowania rozkładają się (jełczeją) oraz wytwarzają duże ilości kwasów organicznych, które wywierają wpływ korozyjny na powierzchnie metaliczne. Jedynie olej rycynowy utrzymał się do tej pory w charakterze oleju silnikowego, jednakże stosowany jest przeważnie w krajach posiadających odpowiedni surowiec. Należy zwrócić uwagę, że stosowanie oleju rycynowego wymaga pewnych ostrożności, mających na celu zabezpieczenie silnika przeciw korodowaniu w czasie postojów.

Przy użytkowaniu olejów mineralnych zauważono między nimi różnice w zachowaniu się podczas pracy. Różnice te wystąpiły szczególnie silnie w silnikach spalinowych, gdzie olej ulega największym przemianom chemicznym. Szczegółowe badania doprowadziły do stwierdzenia różnic analitycznych między olejami z różnych rop. Stwierdzono, że oleje silnikowe wytwarzające mniej osadu o charakterze szlamów asfaltowych odznaczają się niskimi ciężarami właściwymi i płaską krzywą lepkości (wiskozy) w zależności od temperatury. Przebieg krzywej lepkości oleju zaczęto określać umowną cyfrą noszącą nazwę wskaźnika lepkości (indeksu wiskozowego) o zakresie od 0 do 100. Wskaźnik lepkości 100 charakteryzował oleje najlepsze, wskaźnik lepkości 0 — najgorsze. Kierując się wskaźnikiem lepkości zaczęto segregować oleje na oleje wysokowartościowe i niskowartościowe. Nie umiano jednakże otrzymać olejów wysokowartościowych z każdego surowca. Uzyskiwano je wyłącznie z ropy pensylwańskiej. Studia nad składem chemicznym olejów wykazały, że niski wskaźnik lepkości i towarzysząca mu na ogół niska odporność na utlenianie spowodowana jest obecnością węglowodorów o charakterze nienasyconych i aromatycznych. W wyniku szeregu prac nauczono się usuwać te niepożądane węglowodory za pomocą specjalnych metod rafinacyjnych, które noszą nazwę rafinacji selektywnej.

Rafinacja selektywna polega na ekstrakcji destylatu olejowego specjalnymi rozpuszczalnikami, które ze względu na swoje zdolności selekcji czyli podziału węglowodorów, noszą nazwę selektywnych. Rozpuszczają one węglowodory nienasycone i aromatyczne, oddzielając je od innych. Teoretycznie zatem zjawia się możliwość uzyskania dobrego oleju z każdego surowca. Praktycznie jednak tego rodzaju rafinacja może się okazać nieopłacalna, jeżeli ilość niepożądanych węglowodorów w destylacie olejowym jest zbyt wielka. W chwili obecnej w Polsce użytkujemy 2 klasy olejów: zwykłe i selektywnie rafinowane. Te ostatnie sprowadzamy na razie z Ameryki, jednakże w niedalekiej przyszłości rafinacja selektywna ma być wprowadzona w rafineriach krajowych.

Ulepszanie olejów nie zakończyło się tylko na produkcji olejów o wysokim wskaźniku lepkości W dalszym ciągu zwracano baczną uwagę na zachowanie się olejów podczas pracy oraz badano skłonności olejów do utleniania się. Specjalną uwagę poświęcono olejom silnikowym pracującym w ciężkich warunkach, tj. w silnikach samochodowych Diesla i w silnikach lotniczych. Opracowano szereg metod badania skłonności olejów do utleniania się, zarówno dla olejów przemysłowych (turbinowe, transformatorowe) jak i dla olejów samochodowych i lotniczych. Celem dalszego ulepszenia własności olejów już przed wojną zaczęto dodawać do nich różne preparaty, których kilka procent wystarczało na ogół do poprawienia tych lub innych usterek oleju. W okresie drugiej wojny światowej na terenie U. S. A. przeprowadzano masowe próby nad skutecznością rozmaitych dodatków, w rezultacie czego odkryto szereg nowych środków ulepszających. Sprawa utlenialności olejów, powodująca prócz wytwarzania się szlamów jednoczesne tworzenie się wysokocząsteczkowych kwasów organicznych, stała się szczególnie aktualna z chwilą zastosowania specjalnych stopów panewkowych miedziowo-ołowiowych i kadmowo-srebrowych. Stopy te są szczególnie skłonne do korozji pod wpływem kwasów organicznych.

Zastosowanie rafinacji olejów wyłoniło szereg nowych zagadnień, gdyż przekonano się na przykład, że rafinacja selektywna usuwa z oleju polarne cząsteczki o wybitnych zaletach smarnych, wykazujące skłonności do zwilżania powierzchni metalicznej. Dodatki ulepszające miały być skutecznym lekarstwem na tego rodzaju niedomagania.

Środki ulepszające oleje możemy podzielić na kilka grup:

1) środki podwyższające wskaźnik lepkości olejów,
2) środki podwyższające odporność na utlenianie,
3) środki działające antykorozyjnie,
4) środki podwyższające smarowność,
5) środki obniżające temperaturę krzepnięcia,
6) środki podnoszące odporność błony olejowej na ciśnienie,
7) środki emulgujące osady.

Wymienię niektóre z tych dodatków uznanych w U. S. A. za skuteczne, a więc wynaleziony jeszcze

przed wojną produkt „paratone" i „eskanol" są środkami podnoszącymi wskaźnik lepkości oleju; otrzymuje się je przez polimeryzację izobutylenu, wyosobnionego z gazów pokrakingowych.

Paraoksydwufenyloamina jest środkiem opóźniającym utlenianie, stosowanym jako dodatek do olejów turbinowych. Ester butylowy kwasu fosforowego jest stosowany jako środek przeciwko utlenianiu się olejów lotniczych.

Woltote, florycyna, estry kwasu fosforowego i dwuchlorostearynowego są dodawane do olejów celem podniesienia ich smarowności.

Znany już przed wojną paraflow, kondensat chloroparafiny i naftalenu służy do obniżania temperatury krzepnięcia olejów.

Oleje do przekładni hypoidalnych uodporniane są na ciśnienie przez dodatki siarki, siarczku benzylu, chlorowanej parafiny oraz niektórych chlorowanych węglowodorów.

Najnowszymi środkami są dodatki, które czynią olej zdolnym do emulgowania, tj. rozpraszania pod postacią zawiesiny osadów wytworzonych podczas pracy silnika; są to przeważnie mydła kwasów tłuszczowych, bądź naftenowych takich metali jak ołów, żelazo, mangan, aluminium.

W U. S. A. w obecnej chwili znajdują się w sprzedaży trzy typy olejów silnikowych:

I. Oleje zwykłe.
II. Oleje I gatunku (primer) selektywnie rafinowane zawierające dodatki przeciwko utlenianiu się oleju i antykorozyjne.
III. Oleje HD (heavy duty) do ciężkiej pracy, zawierające prócz dodatków takich jak oleje I gatunku jeszcze dodatki emulgujące, tzw. „detergent".

Te ostatnie oleje przeznaczone są do smarowania samochodowych silników Diesla i dla lotnictwa.

Poza olejami otrzymanymi z ropy i ulepszonymi za pomocą rafinacji i różnych dodatków, pojawiły się w czasie ostatniej wojny oleje syntetyczne. Poniżej przytaczam kilka metod otrzymywania olejów syntetycznych opracowanych przez fabryki niemieckie, które dopingowane potrzebami wojennymi, pierwsze rozpoczęły produkcję olejów syntetycznych na szeroką skalę.

Metoda Norddeutsche Mineralraffinerie w Stettin Politz.

Surowcem do syntezy była parafina syntetyczna o prostej budowie łańcuchowej uzyskiwana przy produkcji kogazyny, parafina otrzymywana przez dystylacji węgla brunatnego lub zwykła parafina specjalnie preparowana w Ludwigshafen. Parafinę tę poddawano procesowi krakingu w fazie par w tempearturze 450 — 470°C pod ciśnieniem atmosferycznym. W wyniku krakingu otrzymywano 26 do 28% frakcji lekkich o następującym składzie:

a) węglowodorów nasyconych (metan, etan, propan) 40 — 45%,
b) etylenu 19 — 20%
c) propylenu 18 — 20%
f) butylenu 18 — 20%

ponadto frakcję wrzącą w granicach 35 — 300°C, której okazało się 70 do 72%. Tę ostatnią frakcję poddawano procesowi polimeryzacji w obecności chlorku aluminium jako katalizatora. W wyniku tych procesów otrzymywano dwa oleje: SS 1103 o wiskozie 3°E przy 100°C i olej SS 1106 o wiskozie 6°E przy 100°C. Ilość otrzymanego oleju w stosunku do parafiny wynosiła około 50%. Uzyskany olej syntetyczny oczyszczano od katalizatora i rafinowano za pomocą płynnego dwutlenku siarki jako selektywnego rozpuszczalnika. W roku 1945 instalacja fabryki produkowała do 1400 ton olejów syntetycznych miesięcznie.

Metoda stosowana w Leuna i Schkoppau.

Oleje otrzymywano przez polimeryzację etylenu. Etylen zaś uzyskiwano: a) z gazów pokrakingowych, b) przez kraking etanu, c) przez uwodornienie acetylenu, d) przez odwodnienie alkoholu etylowego, e) przez wyosobnienie z gazów koksowniczych i z gazu świetlnego. Katalizatorem przy tym procesie był również $Al\ Cl_3$. W wyniku procesu otrzymano oleje, zestawione w tablicy I.

Instalacja w Leuna była zbudowana na przeróbkę 1200 ton etylenu mies., w Schkopau na 10000 ton acetylenu rocznie, Haidebroeck na 2200 ton etanu rocznie.

Fabryka Rhenania Ossag otrzymywała oleje syntetyczne poddając rozkładowi krakingowemu parafinę z rop austriackich, zawierającą około 30% oleju i polimeryzując następnie otrzymane z krakingu olefiny. Instalacja fabryki produkowała ciężki olej lotniczy o lepkości 45 Cs (6°E) przy 100°C, o wskaźniku lepkości 111 w ilości 700 ton mies. w okresie najwyższej produkcji.

Ruhrchemie krankingowała na urządzeniach Dubbs'a olej gazowy otrzymany przy syntezie benzyny Fischer-Tropsh, cięższy olej z tej samej produkcji oraz filtrat po oddzieleniu parafiny syntetycznej, polimeryzując otrzymane w wyniku krakingu olefiny. Z procesu uzyskiwano oleje wrzecionowe, samochodowe i Bright-stocki, nie były one jednak dostatecznie odporne na utlenianie.

Firma Rhein-Preussen w Hombergu otrzymywała oleje chlorując frakcję kogazyny (o granicach wrzenia 220 — 350°), w temperaturze 60 — 90°C i kondensując chloropochodne. Instalacje firmy, o wydajności 300 ton oleju, produkowały oleje wrzecionowe, cylindrowe i turbinowe, o wskaźniku lepkości 50 — 60.

Poza olejami syntetycznymi, otrzymanymi z niskodrobinowych węglowodorów nienasyconych, należy zanotować poważne osiągnięcia w dziedzinie syntezy olejów o charakterze niewęglowodorów. Koncern *I. G. Farbenindustrie*, prowadząc badania nad polepszeniem smarowności olejów syntetycznych za pomocą dodatku olejów tłuszczowych, przystąpił do rozwiązania problemu usunięcia skłonności tych olejów do utleniania się. Stwierdzono, że oleje roślinne i zwierzęce są skłonne do utleniania się ze względu na to, że kwasy tłuszczowe tych olejów są związane z gliceryną. Wytworzono nowy typ olejów łącząc kwasy tłuszczowe jak oleinę, ste-

TABLICA I.

Własności olejów	Rodzaje olejów				
	Lekki wrzecionowy	Lotniczy	Lotniczy ciężki	Cylindrowy	Bardzo ciężki
Ciężar właściwy.	—	0.850 — 0.860	0.860	0.900	—
Lepkość w CS *)	20 przy 20°C	27 przy 210°C	44 przy 210°C	30 przy 210°C	190 przy 210°C
Lepkość w °E	2,9	3,7	5,9	4,1	25
Wskaźnik lepkości	80	103	103	105	70
Temperatura zapłonu.	240 — 410°C	225°C	224°C	—	—
Temperatura krzepnięcia.	—	— 22°C	— 13°C	— 35°C	—
Liczba kwasowa.	—	0.05	0.06	0.05	—

arynę itp. z alkoholami pierwszorzędowymi trójwartościowymi, jak trój-metylol-etan o wzorze $CH_3C/CH_2OH/_3$, alkohol izooktylowy i oktylowy. Nowo wytworzone związki posiadają charakter oleisty, wysoką smarowność i odporność termiczną. Zbadano 3500 różnych estrów tego typu w celu otrzymania produktu o możliwie najwyższej trwałości termicznej, najlepszym wskaźniku lepkości o najniższej temperaturze krzepnięcia i zadawalającej zdolności mieszania się z olejami naturalnymi i innymi syntetycznymi. Jako najlepsze surowce do tych syntez znaleziono kwas adypinowy i metylo-adypinowy oraz alkohole oktylowy i izo-oktylowy. Syntezy tych estrów odbywają się przy temperaturze 150 — 200°C w obecności 1% benzenu lub sulfo-naftalenu względnie pyłu cynkowego jako katalizatorów. Otrzymane produkty wymagają rafinacji ziemiami bielącymi w tem. 80°C. Własności tych olejów są następujące:

TABLICA II.

Własności oleju	Surowiec		
	Alkohol izo-oktylowy	Alkohol oktylowy	Inny
Ciężar właściwy 20°C	0,922	0,920	0,912
Lepkość przy 100°C w: °E	1,47	1,54	1,7
Cs	5,9	6,7	8,5
Wskaźnik lepk.	191	228	189
Temperatura krzepnięcia	— 24	— 36	— 70
zapłonu	207	227	235

Produkcja olejów smarowych o charakterze estrów wynosiła w Niemczech w r. 1942 4000 ton rocznie. Oleje te były stosowane wyłącznie w lotnictwie.

Drugim krajem, gdzie ostatnio rozwija się nowa i bardzo obiecująca gałąź syntetycznych produktów opartych na organicznych związkach są Stany Zjednoczone A. P. W ostatnich 10-leciu zarówno w U. S. A. jak i w Anglii zaczęto używać w skali przemysłowej estrów kwasu krzemowego do fabrykacji olejów syntetycznych. Z tych estrów przez polimeryzację otrzymano szereg płynów oleistych o różnych lepkościach w zależności od stopnia polimeryzacji. Polimery organicznych związków krzemu nazwano siliconami. Charakterystycznymi cechami olejów siliconowych są: mała zmienność lepkości w szerokim zakresie temperatur, obojętność chemiczna, odporność na utlenianie, nierozpuszczalność w wodzie i drobne własności dielektryczne. Zmiana lepkości tych olejów w zależności od temperatury jest 14 razy mniejsza niż olejów typu naftowego. Oleje siliconowe stosuje się jako narzędziowe, hydrauliczne, izolacyjne i smarowe, szczególnie w urządzeniach nawigacyjnych lotnictwa pracujących w zmiennych temperaturach. Z olejów tych produkowane są też specjalne smary do łożysk kulkowych, pracujących w zmiennych temperaturach. Smary takie są sporządzane przez zagęszczenie oleju siliconowego sadzami węglowymi, bielą krzemową i mydlinami. Smary te stosuje się również do kurków szklanych i ceramicznych, do smarowania przewodów doprowadzających tlen do lotniczych wieżyczek obrotowych itp., gdyż nie twardnieją one aż do —22C° i nie topnią się poniżej 220°C.

Bajka polska powiada, że Panu Twardowskiemu udawało się kręcić bicze z piasku; współczesnym cza-

*) CS = centistockes.

rodziejom chemicznym udaje się otrzymywanie olejów z piasku, gdyż produkt wyjściowy estrów krzemowch stanowi czterochlorek krzemu, który otrzymuje się z krzemionki to jest z piasku.

Reasumując ten krótki przegląd należy zauważyć, że poszukiwania chemiczne w dziedzinie syntezy olejów doprowadziły do zdobycia nowych baz surowcowych, co jest szczególnie ważne dla krajów nie posiadających dostatecznej ilości ropy naftowej. Jest to tym więcej interesujące, że wiele z tych nowych olejów zdaje się posiadać lepsze właściwości niż oleje produkowane z ropy naftowej. Wykorzystanie tych nowych dróg nie jest ani łatwe, ani tanie szczególnie w Polsce, gdzie przemysł chemiczny znajduje sę w początkowym stadium rozwoju, w porównaniu z zagranicą. To też postawienie dużej fabryki benzyny syntetycznej, niezależnie od bezpośredniej korzyści w postaci uniezależnienia się od importu paliwa, stanowłoby krok przełomowy, prowadzący przemysł nasz na drogi wielkiej syntezy.

NEW WAYS OF LUBRICATING OIL PRODUCTION AND IMPROVEMENT.

During the last years many inventions appeared improving the properties of lubricating oils and giving methods of synthetic oil production. Oils produced synthetically are even better than those of mineral, vegetable or animal origin.

The properties of the most important ingredients are discussed as well as German and American methods of synthetic oil production.

The tables give some data concerning synthetic oils.

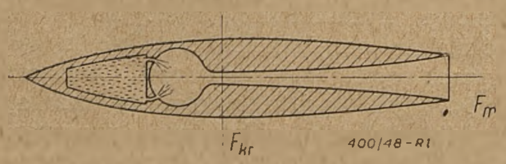
Inż. LEON NIEMAND.
Główny Instytut Lotnictwa.

Teoretyczne zagadnienia napędu odrzutowego.

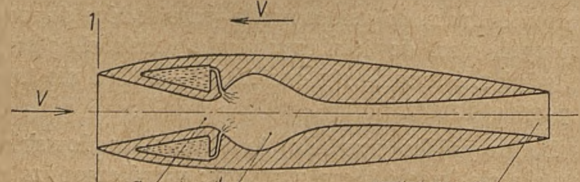
Odczyt wygłoszony 24 maja 1948 r.

POJĘCIE ODRZUTU.

Zespół śmigło-silnikowy działa w ten sposób, iż strumień powietrza przechodzący przez tarczę śmigła doznaje przyśpieszenia, a więc i pewnego przyrostu prędkości, skąd zgodnie z trzecim prawem Newtona o działaniu i przeciwdziałaniu, silnik otrzmuje impuls równej wielkości w kierunku przeciwnym niż kierunek ruchu strumienia powietrza. Analogiczne jest działanie silnika o bezpośrednim odrzucie (to jest silnika bez śmigła) z tą jedyne różnicą, iż funkcję śmigła spełnia odpowiednio ukształtowana dysza (rys. 1) i (rys. 2). Rys. 1 przedstawia rakietę, a rys. 2 — silnik odrzutowo-przelotowy, tak zwaną „atodydę". Powietrze wlatuje do atodydy przez przekrój 1 — 1, z prędkością równą prędkości lotu v; w kanale a dyfuzora następuje przemiana energii kinetycznej powietrza w energię potencjalną ciśnienia tak, że w komorze spalania b znajduje się powietrze o ciśnieniu wyższym od ciśnienia zewnętrznego. Wskutek dopływu ciepła, wywiązującego się ze spalenia paliwa w komorze b, powietrze zwiększa znacznie swoją objętość i wylatuje przez dyszę c z prędkością w większą od prędkości lotu v. Ta różnica prędkości powietrza na wlocie i wylocie silnika jest źródłem ciągu.



Rys. 1.



Rys. 2.

W silniku rakietowym ciąg powstaje na tej samej zasadzie co w zespole śmigłowo-tłokowym lub w silniku odrzutowo-przelotowym. Różnica zasadnicza polega na tym, że rakieta pobiera tlen potrzebny do spalania paliwa nie z powietrza, lecz ze zbiornika, w którym znajduje się utleniacz. W ten sposób działanie jej nie zależy od ośrodka, w którym się porusza. Rakieta jest jedynym silnikiem mogącym pracować w absolutnej próżni.

Poza omówionymi różnicami, dotyczącymi sposobu działania między zespołem śmigło-silnikowym a silnikiem odrzutowym, istnieje różnica ilościowa, polegająca na tym, iż zespoł śmigło-silnikowy nadaje dużej masie powietrza stosunkowo mały przyrost prędkości, w silniku odrzutowym natomiast zachodzi zjawisko odwrotne, wywierające decydujący wpływ na charakter pracy silnika odrzutowego.

Wielkościami charakterystycznymi dla silnika są: ciąg przezeń wytwarzany i sprawność. Wielkość ciągu wytwarzanego przez rakietę możemy otrzymać z bilansu energetycznego masy gazów wylotowych. Jeżeli ciąg w kg, wytworzony przez rakietę przy szybkości lotu v, oznaczymy przez T, to praca wykonana przez tę siłę w jednostce czasu wynosi $L = Tv$. Zauważyć należy, iż ciąg T i prędkość v mierzone są w układzie

współrzędnych związanym z ziemią. Energia więc, kosztem której otrzymujemy pracę L musi być wyrażona również w tym układzie. Jeżeli prędkość wylotowa spalin, mierzona w układzie współrzędnych związanym z rakietą, wynosi w, a ich masa w sekundzie M_s, to energia kinetyczna spalin wynosi $\frac{1}{2} M_s w^2$. Ale przed wydostaniem się spalin z rakiety miały one względem ziemi prędkość v, a więc zasób energii kinetycznej $\frac{1}{2} M_s v^2$. W rezultacie spaliny, wylatując z rakiety, mają względem ziemi zasób energii kinetycznej $E_1 = \frac{1}{2} M_s (v^2 + w^2)$.

Niewykorzystana względem układu związanego z ziemią prędkość spalin wynosi $(w - v)$, a więc stracona energia kinetyczna spalin wynosi $E_2 = \frac{1}{2} M_s (w - v)^2$. Praca L powstała kosztem różnicy energii E_1 i E_2, tj. $L = E_1 - E_2$.

Otrzymujemy więc, że

$$Tv = \frac{1}{2} M_s [w^2 + v^2 - (w - v)^2] = M_s \cdot w \cdot v$$

$$\text{czyli: } T = M_s \cdot w \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

W wypadku silnika odrzutowo-przelotowego zagadnienie przedstawia się nieco odmiennie. By móc zastosować powyższy sposób rozumowania, musimy założyć, iż masa paliwa jest znikomo mała, a więc że masa spalin jest równa masie zassanego powietrza. Powietrze wlatuje do silnika z prędkością v, posiada więc już energię kinetyczną $\frac{1}{2} M_s v^2$. Wylatując z silnika z prędkością w czynnik doznał przyrostu energii kinetycznej $E_1 = \frac{1}{2} M_s (w^2 - v^2)$. Strata energii kinetycznej posiada tę samą wartość co w poprzednim wypadku. Otrzymamy zatem:

$$Tv = \frac{1}{2} M_s [w^2 - v^2 - (w - v)^2] = M_s v (w - v)$$

$$\text{tj. } T = M_s (w - v) \quad \ldots \quad (2)$$

Otrzymane wyrażenia na ciąg są poprawne tylko wtedy, jeżeli ciśnienie spalin w przekroju wylotowym jest równe ciśnieniu zewnętrznemu. W przeciwnym wypadku wyrażenia (1) i (2) przyjmują odpowiednio postać:

$$T = M_s \cdot w + F_m (p_m - p_a) \ldots\ldots (1a) \text{ oraz}$$

$$T = M_s (w - v) + F_m (p_m - p_a) \quad \ldots \quad (2a)$$

gdzie F_m = przekrój wylotowy dyszy.
p_m = ciśnienie w przekroju wylotowym dyszy.
p_a = ciśnienie zewnętrzne.

2. RAKIETA.

Zanim wyprowadzimy wzory na współczynnik sprawności rakiety, przypomnimy zasadnicze określenia, używane przy napędzie śmigłowym. Zadaniem każdego zespołu śmigło-silnikowego jest wytworzenie pewnego ciągu T zgodnego co do znaku i kierunku z prędkością lotu v.

Użyteczną dla nas pracą jest praca wykonywana przez siłę T w jednostce czasu

$$N_u = \frac{Tv}{75} \text{ [KM]}$$

W tłokowym silniku lotniczym porównujemy tę pracę z energią cieplną paliwa zużytego do jej otrzymania. Jeżeli oznaczymy wartość opałową paliwa przez H_u [kal/kg], a ciężar paliwa zużytego w jednostce czasu przez B [kg/sek.], to sprawność ogólną zespołu śmigło-silnikowego możemy wyrazić wzorem

$$\eta = A \frac{Tv}{B H_u} \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

dzię A — cieplny równoważnik pracy.

Efektywnym rezultatem przemian termodynamicznych wewnątrz silnika jest pewien moment obrotowy na jego wale głównym plus energia kinetyczna gazów wylotowych, której zwykle nie bierzemy pod uwagę ze względu na jej małą wartość w porównaniu z mocą silnika. Efektywna sprawność silnika wyraża się więc wzorem

$$\eta_e = A \frac{M\omega}{B \cdot H_u} \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

gdzie M — moment na wale głównym silnika w kgm.
ω = prędkość kątowa wału głównego w 1/sek.

Abstrahując od strat mechanicznych, współczynnik ten charakteryzuje pracę silnika z termodynamicznego punktu widzenia. Celem scharakteryzowania pracy silnika od strony wytwarzanego przezeń ciągu, posługujemy się tak zwanym współczynnikiem sprawności śmigła

$$\eta_p = \frac{Tv}{M\omega} \quad \ldots \ldots \quad (6)$$

który przedstawia stosunek pracy potrzebnej do lotu przy danej prędkości v, od mocy silnika.

Należy zauważyć, iż współczynnik η_p, zasadniczo rzecz biorąc, nie musi być mniejszym od jedności, gdyż iloczyn Tv nie jest składnikiem bilansu energetycznego zespołu śmigło-silnikowego, a więc η_p nie określa strat energii zachodzących przy transformacji mocy silnika na moc strumienia powietrza wprawianego w ruch przez śmigło. Sprawnością śmigła w ścisłym tego słowa znaczeniu moglibyśmy nazywać jedynie stosunek $N_s / M\omega$, gdzie N_s jest mocą strumienia powietrza odrzuconego przez śmigło. Natomiast w przytoczonym powyżej ujęciu η_p spełnia jedynie rolę współczynnika czyniącego zadość równaniu

$$\eta = \eta_e \cdot \eta_p \quad \ldots \ldots \quad (7)$$

Wzorując się na powyższych określeniach możemy w podobny sposób sformułować pojęcie sprawności dla silnika rakietowego.

Efektywnym wynikiem przemian termodynamicznych w silniku rakietowym jest jedynie energia kinetyczna gazów spalinowych $E = \frac{1}{2g} Bw^2$ (w silniku rakietowym zużycie paliwa B [kg/sek.] jest równe ciężarowi gazów wylotowych). Odpowiednikiem sprawności efektywnej silnika tłokowego będzie więc sprawność wewnętrzna, przedstawiająca stosunek energii spalin E do ilości ciepła zużytego na wytworzene tej energii, tj.

$$\eta_i = \frac{A}{2g} \frac{w^2}{H_u} \quad \ldots\ldots \quad (8)$$

Na podstawie wzoru (1) i (8) możemy napisać, że

$$T = \frac{B}{g} \sqrt{\frac{2g}{A} H_u \cdot \eta_i} \quad \ldots\ldots \quad (9)$$

Jeżeli za podstawę do określenia sprawności ogólnej silnika rakietowego oraz sprawności zewnętrznej, będącej w tym wypadku odpowiednikiem sprawności śmigła, użyjemy sformułowań (4) i (6), otrzymamy po uwzględnieniu (8) i (9), że

$$\eta = v \sqrt{\frac{2A}{g} \frac{\eta_i}{H_u}} \quad \ldots\ldots \quad (10)$$

oraz

$$\eta_p = \frac{\eta}{\eta_i} = v \sqrt{\frac{2A}{g} \frac{1}{H_u \eta_i}} \quad \ldots \quad (11)$$

Ze wzorów (10) i (11) wynika, że sprawność ogólna i zewnętrzna proporcjonalne są do prędkości lotu i mogą rosnąć nieograniczenie. Ten paradoksalny wniosek jest rezultatem niedokładnego sformułowania sprawności ogólnej i zewnętrznej i wskazuje na to, iż wzory (10) i (11) należy uważać za pierwsze przybliżenie. Poprawne smormułowanie sprawności ogólnej i zewnętrznej otrzymamy wtedy, jeżeli uwzględnimy, iż w układzie związanym z ziemią energia zawarta w paliwie wynosi $B\,(H + \frac{A}{2g} v^2)$, gdyż w stosunku do ziemi paliwo posiada prędkość v. Współczynnik sparwności wewnętrznej η_i nie zależy od prędkości lotu v, a jedynie od charakteru procesów termodynamicznych zachodzących w komorze spalania silnika. Uwzględniając powyższą poprawkę otrzymujemy, że sprawność ogólna

$$\eta = \frac{2v \sqrt{2Ag\, H_u\, \eta_i}}{2g\; H_u + Av^2} \quad \ldots\ldots \quad (12)$$

I w tym wypadku sprawność ogólna jest funkcją prędkości lotu, ale posiada maksimum dla $v = \sqrt{\frac{2g}{A} H_u} = \frac{w}{\eta_i}$, przy której osiąga wartość:

$$\eta = \sqrt{\eta_i} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

zawsze mniejszą od jedności.

Określając sprawność zewnętrzną musimy zwrócić uwagę, iż w układzie związanym z ziemią spaliny mają energię równą $E_1 = \frac{B}{2g} (w^2 + v^2)$.

Otrzymamy więc, że

$$\eta_p = \frac{Tv}{E_1} = \frac{2\frac{w}{v}}{1 + \left(\frac{w}{v}\right)^2} \quad \ldots\ldots \quad (14)$$

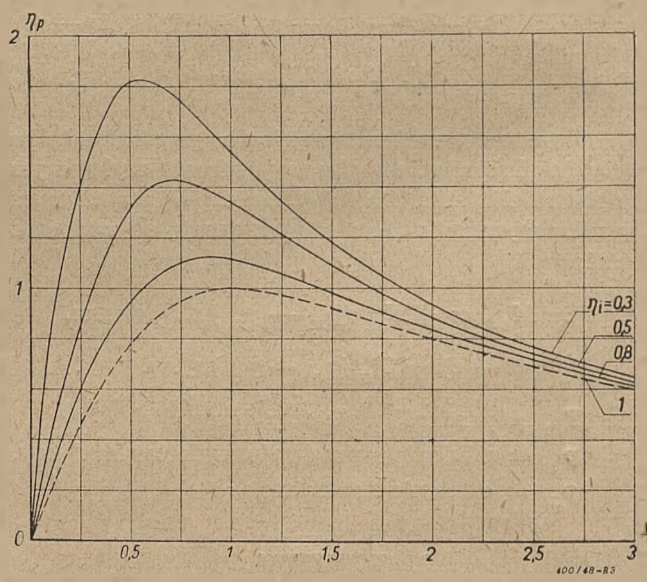
Ale i ten wzór jest niedokładny, gdyż w wyrażeniu na energię spalin E_1 nie uwzględniliśmy tych strat, którym daje wyraz współczynnik η_i. Że wzoru (12) po uwzględnieniu (8) otrzymujemy, że:

$$\eta = \frac{2\frac{w}{v} \cdot \eta_i}{\eta_i + \left(\frac{v}{w}\right)^2} \quad \ldots\ , \quad (15)$$

Korzystając z (7) otrzymamy, że sprawność zewnętrzna

$$\eta_p = \frac{2\frac{w}{v}}{\eta_p + \left(\frac{w}{v}\right)^2} \quad \ldots \quad (16)$$

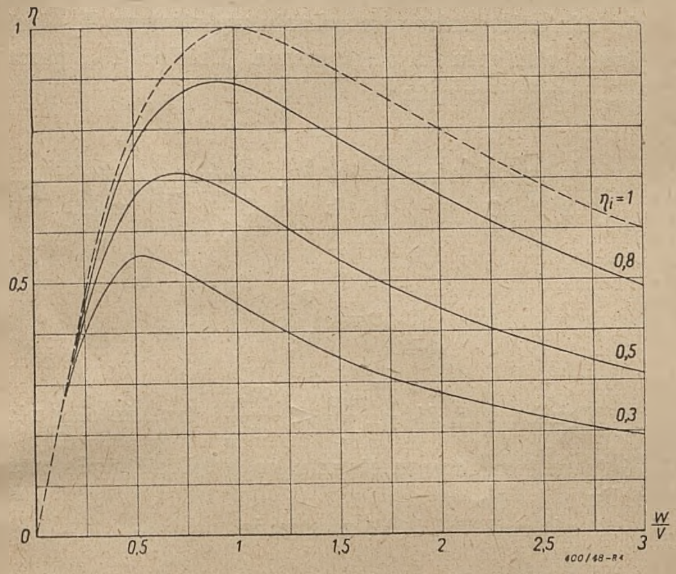
Popularny wzór (14) na sprawność zewnętrzną jest więc poprawny tylko w tym wypadku, gdy sprawność wewnętrzna silnika jest równa jedności.



Rys. 3.

Rys. 3 przedstawia zależność współczynnika sprawności zewnętrznej od stosunku $\frac{w}{v}$. Fakt, iż współ-

czynnik ten dla niektórych wartości η_i i $\frac{w}{v}$ jest większy od jedności, wypływa stąd, iż nie przedstawia on współczynnika sprawności w ścisłym tego słowa znaczeniu. Natomiast współczynnik sprawności ogólnej jak to widać na rys. 4, pozostaje zawsze mniejszy od jedności.



Rys. 4.

Jak widać z tych wykresów, sprawność ogólna rakiety rośnie ze zmniejszeniem stosunku $\frac{w}{v}$ do pewnej granicy. Celem zachowania stałej prędkości lotu na danej wysokości, musimy mieć niezmienną wartość ciągu. Zmniejszenie więc prędkości w, mające na celu podniesienie sprawności, musi być skompensowane odpowiednim wzrostem masy gazów wylotowych, przy zachowanu niezmiennej sprawności wewnętrznej η_i. Wygodniej więc jest spalać w jednostce czasu dużą masę paliwa o niskiej wartości opałowej, a więc przy małych prędkościach wylotowych, jak to wynika ze wzoru (8), niż spalać w jednostce czasu małą masę paliwa o wprost przeciwnych własnościach.

Przy wyprowadzaniu powyższych wzorów milcząco założyliśmy, iż gazy wylotowe są nieściśliwe. Zajmiemy się teraz wyznaczaniem ciągu dla rakiety z uwzględnieniem ściśliwości gazów wylotowych. W wypadku dyszy prostej będziemy mieli w przekroju wylotowym prędkość i ciśnienie krytyczne. W wypadku zaś dyszy *de Lavala* prędkość w_m gazów wylotowych będzie większa od krytycznej, natomiast ciśnienie p_m w przekroju wylotowym może być większe, równe lub też mniejsze od ciśnienia zewnętrznego. Przy zastosowaniu dyszy *de Lavala* trzecia alternatywa nie ma znaczenia praktycznego, gdyż w dyszy pojawiają się wtedy uderzenia zgąszczeniowe, połączone z dużymi stratami.

3. OBLICZENIE CIĄGU DLA DYSZY PROSTEJ.

Przyjmując równomierny rozkład prędkości i gęstości w przekroju wylotowym dyszy F_m, możemy masę gazu wypływającego z dyszy M_s wyrazić przez

$$M_s = F_m \cdot \rho_m \cdot w_m \quad . \; . \; . \; . \quad (17)$$

Przy ustalonym ruchu gazu M_s posiada dla wszystkich przekrojów dyszy jednakową wartość; równanie (17) jest więc i równaniem ciągłości. Zakładając, że rozprężanie w dyszy jest procesem adiabatycznym i oznaczając ciśnienie i gęstość w komorze spalania odpowiednio p_i i ρ_i, a w przekroju wylotowym przez p_m i ρ_m możemy napisać:

$$\left(\frac{p_m}{p_i}\right)^{\frac{1}{k}} = \frac{\rho_m}{\rho_i} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (18)$$

Jeżeli komora spalania rakiety zakończona jest dyszą prostą, to przekrój końcowy dyszy jest przekrojem krytycznym, czyli $F_m = F_{kr}$. W przekroju tym panuje ciśnienie krytyczne

$$p_m = p_{kr} = p_i \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad . \; . \; . \quad (19)$$

gęstość krytyczna

$$\rho_m = \rho_{kr} = \rho_i \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad . \; . \; . \; . \quad (20)$$

i prędkość krytyczna równa lokalnej prędkości dźwięku to jest

$$w_m = w_{kr} = \sqrt{\frac{p_i}{\rho_i} \frac{2k}{k+1}} \quad . \; . \; . \; . \quad (21)$$

Podstawiając równania (20) i (21) do równania (17) otrzymamy wzór na masę gazów wylotowych

$$M_s = F_{kr} \sqrt{k p_i \rho_i} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1} + \frac{1}{2}} \quad . \quad (22)$$

z którego wynika, iż M_s zależy od wielkości przekroju wylotowego, od charakteru procesu spalania ($\rho_i \, p_i$) i od natury fizycznej gazu (k). Ciąg obliczymy ze wzoru (1a) przy pomocy zależności (19) i (21). Otrzymamy, że

$$T = M_s \cdot w_{kr} + F_{kr} (p_{kr} - p_a) =$$

$$= F_{kr} \left[(k+1) \, p_{kr} - p_a \right] =$$

$$= M_s \cdot w_{kr} \frac{k+1}{k} - F_{kr} \, p_a \quad . \quad (23)$$

Widzimy stąd, iż wielkość ciągu zależy od tych samych czynników co masa gazów wylotowych M_s i wartość jego jest mniejsza niż w wypadku gazu nieściśliwego.

4. OBLICZENIE CIĄGU DLA DYSZY DE LAVALA.

Jeżeli zamiast dyszy prostej zastosujemy dyszę *de Lavala,* to ciśnienie i prędkość krytyczna zachowują tę samą wartość, a więc i wydatek M_s pozostanie bez zmiany, natomiast w przekroju wylotowym będzie ciśnienie $p_m \geqslant p_a$, gdzie p_a oznacza ciśnienie zewnętrzne.

Przyjmujemy, że rozprężenie w dyszy jest adiabatyczne, to znaczy, że obowiązuje równanie (18). Prędkość w przekroju wylotowym jest większa od prędkości krytycznej i wynosi

$$w_m = \sqrt{\frac{2k}{k-1}\,\frac{p_i}{\rho_i}\left(1 - x^{\frac{k-1}{k}}\right)} \quad . \quad . \quad (24)$$

gdzie

$$x = \frac{p_m}{p_i}$$

Wielkość przekroju wylotowego F_m otrzymamy z równań (17), (18), (22) i (23).

$$F_m = \frac{M_s}{\rho_m w_m} = F_{kr}\,\frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}+\frac{1}{2}}}{\sqrt{\frac{2}{k-1}\left(x^{\frac{2}{k}} - x^{\frac{k+1}{k}}\right)}} \quad (25)$$

Ciąg obliczymy z równania (1a) korzystając z równań (24) i (25).

$$T = M_s \cdot w_m + F_m\,(p_m - p_a) =$$

$$= M_s \sqrt{\frac{p_i}{\rho_i}} \cdot \frac{\frac{2k}{k-1}\,x^{\frac{1}{k}} - \frac{k+1}{k-1}\,x - \frac{p_m}{p_i}}{\sqrt{\frac{2k}{k-1}\left(x^{\frac{2}{k}} - x^{\frac{k+1}{k}}\right)}} \quad (26)$$

Ciąg, jaki możemy uzyskać w rakiecie, jest więc funkcją stosunku ciśnień $x = \frac{p_m}{p_i}$. Wartość dla x, które dają ekstremalne znaczenia ciągu T, otrzymamy przyrównując pierwszą pochodną do zera. Różniczkując równanie (26) względem x otrzymamy, że

$$\frac{dT}{dx} = M_s\,\frac{p_i}{\rho_i}\,\frac{1}{w_m^{\,3}} \cdot x^{-\frac{k+1}{k}}\left(\frac{p_i}{\rho_i} \cdot x^{\frac{k-1}{k}} - \frac{w_m}{k}\right)$$

$$\left(X - \frac{p_a}{p_i}\right)$$

Pierwsza pochodna staje się zerem w dwóch wypadkach: 1) dla $x^{\frac{k-1}{k}} = \frac{2}{k+1}$, tj. dla $p_m = p_{kr}$ i 2) dla $x = \frac{p_a}{p_i}$ tj. dla $p_m = p_a$. Analiza znaku drugiej pochodnej T względem x wskazuje, iż ciąg osiąga maksymalną wartość dla $p_m = p_a$, tj. wtedy gdy ciśnienie gazów w przekroju wylotowym F_m jest równe ciśnieniu zewnętrznemu. Dzieląc T_{kr} przez T_{max} otrzymamy, że

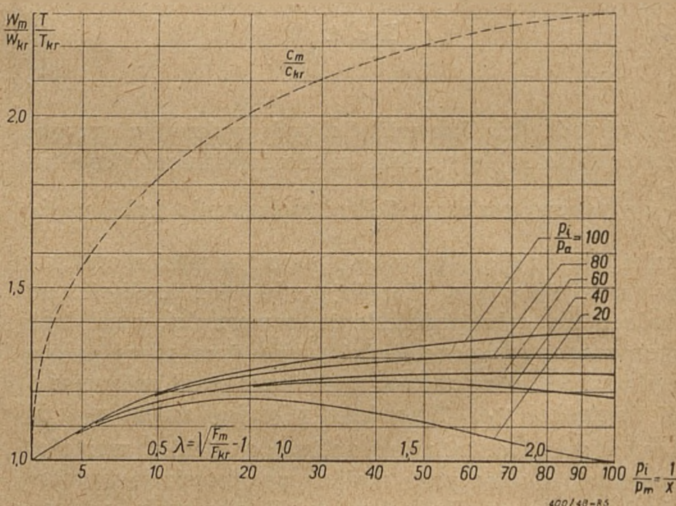
$$\left[1 - \frac{1}{2}\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}}\right]\frac{k+1}{k} \cdot \frac{T_{max}}{T_{kr}} = \frac{w_m}{w_{kr}} \quad (27)$$

gdzie

$$x = \frac{p_a}{p_i}$$

Wynika stąd, iż $\frac{T_{max}}{T_{kr}} < \frac{w_m}{w_{kr}}$ tzn., że ciąg nie rośnie w tym samym stopniu co prędkość wylotowa spalin.

Z równań (21) i (24) mamy, że



Rys. 5.

$$\frac{w_m}{w_{kr}} = \sqrt{\frac{k-1}{k+1}\left(1 - x^{\frac{k-1}{k}}\right)} \quad . \quad (28)$$

Na rys. 5 mamy podaną zależność stosunków $\frac{T}{T_{kr}}$ i $\frac{w_m}{w_{kr}}$ dla różnych x w funkcji od $\lambda = \sqrt{\frac{F_m}{F_{kr}}} - 1$.

Przytoczone rozważania dotyczą wypływu bez strat. W gazach rzeczywistych wypływ odbywa się niemal bez strat aż do osiągnięcia przekroju krytycznego. Natomiast w rozbieżnej części dyszy straty przy wypływie są dość pokaźne. W rezultacie prędkość wpływu spalin i ciąg są mniejsze od obliczonych według podanych powyżej wzorów.

5. SILNIK PRZELOTOWY.

Silnik odrzutowo-przelotowy wykorzystuje otaczające powietrze do wytwarzania ciągu. Przy założeniu, że ciśnienie w przekroju wylotowym dyszy jest równe ciśnieniu zewnętrznemu, ciąg będzie równy różnicy pędów masy powietrza na wlocie do silnika i masy spalin na wylocie z silnika. Oznaczając przez G ilość powietrza przepływającego przez silnik w jednostce czasu, otrzymamy, że

$$T = \frac{G+B}{g} w - \frac{G}{g} v \quad . \; . \; . \; . \quad (29)$$

W wyniku przemian termodynamicznych, jakim powietrze ulega w silniku, otrzymamy przyrost jego energii kinetycznej, który mierzony w układzie związanym z silnikiem, wyraża się przez

$$\Delta E = \frac{G+B}{2g} \cdot w^2 - \frac{G}{2g} v^2 \quad . \; . \; . \quad (30)$$

Sprawnością wewnętrzną będzie w tym wypadku, analogicznie jak przy rakiecie, stosunek pracy, będącej rezultatem przemian termodynamicznych zachodzących w silniku, do ilości ciepła zużytego na otrzymane tej pracy, to jest

$$\eta_i = \frac{\Delta E}{B \cdot H_u} = \frac{A}{2g} \frac{\frac{B}{G}(w^2 - v^2) + w^2}{H_u} \quad (31)$$

Stosunek $\frac{G}{B}$ jest wprost proporcjonalny do współczynnika nadmiaru powietrza. Ze wzoru (31) wynika więc, że sprawność wewnętrzna silnika rośnie ze wzrostem tego współczynnika.

Współczynnik sprawności ogólnej, zgodnie z podaną przedtem definicją, wynosi:

$$\eta = A \frac{Tv}{B\left(H_u + \frac{A}{2g} v^2\right)} = \frac{A}{g} \frac{(\alpha w - v)\, v}{H_u + \frac{A}{2g} v^2} \frac{1}{\alpha - 1} \quad (32)$$

gdzie

$$\alpha = \frac{G+B}{G}$$

Współczynnik sprawności zewnętrznej musi spełnić równanie (7).

Otrzymamy więc przy pomocy (31) i (32), że

$$\eta_p = \frac{\eta}{\eta_i} = 2 \frac{\alpha\left(\frac{w}{v}\right) - 1}{\alpha\left(\frac{w}{v}\right)^2 - 1 + \eta_i (\alpha - 1)} \quad (33)$$

Z wyprowadzonych powyżej zależności wynika, iż zwiększenie współczynnika nadmiaru powietrza we wszystkich wypadkach wpływa korzystnie na współczynniki sprawności. Jeżeli nie uwzględnić masy paliwa jako bardzo małej w porównaniu z masą powietrza, to wtedy $\alpha = 1$ i otrzymamy znany wzór na sprawność zewnętrzną napędu odrzutowego, a mianowicie:

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{w}{v}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (34)$$

6. PORÓWNANIE NAPĘDU ŚMIGŁOWEGO I ODRZUTOWEGO.

Celem porównania obu tych napędów weźmiemy pod uwagę zwykły tłokowy silnik lotniczy ze śmigłem oraz silnik odrzutowo-przelotowy z inżektorem, przy pomocy którego zostaje zassana dodatkowa ilość powietrza kosztem energii kinetycznej spalin. W obu wypadkach uwzględnimy jedynie sprawność termiczną, względnie wewnętrzną obiegu, abstrahując od innych strat. Rozpatrzymy wpierw silnik tłokowy. Jeżeli przy spalaniu 1 kg. paliwa zużywamy n kg. powietrza, to otrzymamy $(n+1)$ kg. spalin. W jednym kg. spalin mamy więc $\frac{n}{n+1}$ kg. powietrza i $\frac{1}{n+1}$ kg. paliwa. Celem otrzymania 1 kg. spalin zużywamy $\frac{H}{n+1}$ kal. ciepła. Ta ilość ciepła zużyta w jednostce czasu równoważna jest mocy

$$N = \eta_t \frac{H_u}{75\, A\, (n+1)} \, [\mathrm{KM}] \quad . \; . \quad (35)$$

gdzie η_t oznacza sprawność termiczną obiegu.

Przyjmujemy, że moc ta całkowicie zostaje przekazana strumieniowi powietrza przechodzącemu przez śmigło. Jeżeli prędkość powietrza przed śmigłem jest równa prędkości lotu v, a za śmigłem w, to przyrost prędkości powietrza wynosi $\delta = w - v$, a masa powietrza przechodząca przez śmigło w jednostce czasu

$$M_s = \rho \cdot S \left(v + \frac{\delta}{2}\right) \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (36$$

gdzie ρ = gęstość powietrza w $\left[\frac{\mathrm{kg/sek.^2}}{\mathrm{m^4}}\right]$

S = powierzchnia koła zakreślonego przez śmigło w m^2.

Przyrost energii kinetycznej tej masy powietrza odbył się kosztem pracy silnika, musi więc być spełnione równanie:

$$\frac{1}{2} S \left(v + \frac{\delta}{2}\right)(w^2 - v^2) = 75\, N$$

albo

$$75\, N = \rho\, S\, \delta \left(v + \frac{\delta}{2}\right)^2 \quad . \; . \quad (37)$$

Dla bardzo dużych prędkośc lotu $\frac{\delta}{2v} \approx O$ i wówczas

$$75\, N = \rho\, S\, \delta\, v^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (38)$$

Z równania (37), pomijając $\left(\frac{\delta}{2v}\right)^2$ jako wielkość małą drugiego rzędu, możemy znaleźć w przybliżeniu stosunek

$$\frac{\delta}{v} = \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{75\,N}{\rho S v^3}} - \frac{1}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

Ciąg jaki wytwarza śmigło

$$T = M_s\ \delta = \rho\, S\, \delta\ \left(v + \frac{\delta}{2}\right) \quad . \quad (40)$$

Pracę silnika od strony wytwarzanego przezeń ciągu charakteryzuje sprawność śmigła, którą wyznaczymy przy pomocy równań (37) i (40)

$$\eta_p = \frac{Tv}{75} = \frac{2}{2 + \frac{\delta}{v}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

Odnośnie silnika odrzutowego założymy, że pracuje on przy dowolnym obiegu termodynamicznym i wyrzuca w jednej sekundzie m kg. mieszaniny gazów spalinowych wraz z dodatkowo zassanym przez inżektor powietrzem.

Przyjmijmy, że kosztem energii kinetycznej 1 kg. spalin inżektor zasysa $(m = 1)$ kg. powietrza, które mieszając się ze spalinami daje w rezultacie m kg. mieszaniny. Jak już zaznaczyliśmy, w jednym kg. spalin znajduje się $\frac{n}{n+1}$ kg. i $\frac{1}{n+1}$ kg. paliwa. Jeżeli sprawność termiczną, w tym wypadku identyczną ze sprawnością wewnętrzną, oznaczymy przez η_t, to dla jednego kg. spalin możemy napisać równanie zachowania energii w postaci

$$\eta_t\ \frac{H_u}{A\,(n+1)} + \frac{n}{n+1}\ \frac{v^2}{2g} = \frac{\omega^2}{2g} \quad . \quad (42)$$

Przy zmieszaniu 1 kg. gazów spalinowych o prędkości ω i $(m-1)$ kg. dodatkowo zassanego powietrza o prędkości v, energia kinetyczna 1 kg. gazów spalinowych $\frac{\omega^2}{2g}$ przypadnie na całą masę mieszaniny, która w rezultacie będzie miała jakąś prędkość wypadkową c. Strat powstałych przy zmieszaniu obu gazów, jak również strat w dyfuzorze nie uwzględniamy. Równanie zachowania energii w tym wypadku napiszemy w sposób następujący:

$$(m-1)\ \frac{v^2}{2g} + \frac{\omega^2}{2g} = m\ \frac{c^2}{2g} \quad . \quad . \quad (43)$$

Uwzględniając równanie (42) możemy powyższe równanie napisać w formie:

$$\eta_t\ \frac{H_u}{A\,(n+1)} = m\ \frac{c^2}{2g} - \left(m - \frac{1}{n+1}\right)\ \frac{v^2}{2g} \quad (44)$$

Ciąg w tym wypadku wynosi:

$$T = m\,(c - v) + \frac{1}{n+1}\ v \quad . \quad . \quad (45)$$

Bliższa analiza powyższych wzorów prowadzi do wniosku, że idealny silnik odrzutowo-przelotowy z inżektorem już przy szybkościach poddźwiękowych daje ciąg, moc i sprawność, porównywalne z takimiż wielkościami dla silnika śmigłowego, jeżeli tylko stosunek dodatkowej masy powietrza $(m = 1)$ kg do masy $\frac{n+1}{n}$ kg. powietrza biorącego udział w obiegu termodynamicznym jest tego rzędu co stosunek masy powietrza przechodzącego przez śmigło do masy powietrza zassanego przez silnik tłokowy.

Nie uwzględniając masy paliwa otrzymamy z równania (44) przyrost energii kinetycznej powietrza, a z równania (45) ciąg:

$$\eta_t\ \frac{H_u}{A\,(n+1)} \approx \frac{m}{2g}\ (c^2 - v^2) = E \quad . \quad . \quad (44a)$$

oraz

$$T \approx m\,(c - v) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (45a)$$

Pracę silnika od strony wytwarzanego przezeń ciągu charakteryzuje współczynnik sprawności zewnętrznej:

$$\eta_p = \frac{Tv}{E} = \frac{2}{1 + \frac{\delta}{v}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (46)$$

gdzie

$$\delta = c - v$$

Otrzymaliśmy więc dla obu wypadków jednakowe wyrażenia na sprawność zewnętrzną. Oznacza to, iż fizyczny charakter obu napędów jest ten sam. Jak widać z równań (41) i (46) możemy sprawność powiększyć przez zmniejszenie δ. Jest to równoznaczne z rozdzieleniem wzrostu energii kinetycznej na większą masę.

Z równania (44a) otrzymamy, że:

$$\frac{\delta}{v} = \sqrt{1 + \frac{2g}{m}\ \eta_t\ \frac{H_u}{A\,(n+1)\ v^2}} - 1 \quad (47)$$

Podstawiając to wyrażenie do wzoru (45a) otrzymamy, że ciąg

$$T = mv\ \left[\sqrt{1 + \frac{2g}{m}\ \eta_t\ \frac{H_u}{A\,(n+1)\ v^2}} - 1\right] \quad (48)$$

Ze wzorów (46) i (48) widzimy, że równoczesny wzrost ciągu i sprawności zewnętrznej możemy otrzymać tylko przez zwiększenie dodatkowej masy powietrza m. Z równania (47) mamy w przybliżeniu po odrzuceniu wielkości małych drugiego rzędu:

$$\frac{\partial}{v} = \frac{2g}{m} \eta_t \frac{H_u}{A(n+1)\,v^2} \quad . \; . \; . \quad (49)$$

Dla napędu śmigłowego możemy otrzymać $\frac{\partial}{v}$ w ten sam sposób z równania (39), a mianowicie:

$$\frac{\partial}{v} = \frac{75\,N}{\rho\,S\,v^3} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (50)$$

Uwzględniając równanie (35) możemy wyrażenie (50) napisać w postaci:

$$\frac{\partial}{v} = \eta_t \frac{H_u}{A(n+1)\,\rho\,S\,v^3} \quad . \; . \; . \quad (50a)$$

Celem znalezienia kryterium równoważności obu napędów przyrównujemy do siebie równania (49) i (50a). Otrzymamy, że:

$$\frac{m}{g} = \rho\,S\,v \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (51)$$

Zgodnie z naszymi poprzednimi założeniami, prawa strona tego równania przedstawia masę powietrza, odrzucaną do tyłu przez śmigło w jednostce czasu, lewa strona natomiast przedstawia całkowitą masę gazów wypływającą z silnika w jednostce czasu. Możemy więc sformułować następujący wniosek: oba napędy są równoważne, jeżeli sprawności termiczne obu obiegów mają tę samą wartość, jeżeli zużywamy w jednostce czasu jednakową ilość tego samego paliwa i gdy w wytwarzaniu ciągu biorą udział jednakowe masy powietrza.

LITERATURA:

Luigi Stipa — La propulsion des aéronefs par reaction l'Aeronautique Nr. 234 Nov. 1938.

D. Schmidt — Der Düsenantrieb für Flugzeuge. Schweizer Archiv Nr. 10 — 1945 r.

G. Vogelpohl — Über den Impulssatz der Strömungslehre VDI Forschung Nr. 1 — 1937 r.

Maurice Roy — Recherches Theoretiques sur le rendement et les conditions de realisation des systemes matopropulseurs a reaction.

Dyskusja:

Kol. J. Oderfeld — Prelegent zastrzegł się, że stosuje wyidealizowane metody obliczenia. Tym niemniej muszę zauważyć, że obliczenie układu smoczkowego bez uwzględnienia straty zderzenia dwóch niedoskonale elastycznych strug gazowych i wymiany ciepła daje obraz tak dalece odbiegający od rzeczywistości, że wyciąganie jakichkolwiek wniosków nie jest dopuszczalne.

Układ smoczkowy daje korzyści, ale ani w części tak wielkie, jak Prelegent wykazał. Potwierdzają to liczne doświadczenia. Stosowanie tego układu było konieczne przed laty, gdy szybkość samolotu wynosiła 250 kg/godz. Dziś należałoby sprawę zbadać gruntowniej przed zaleceniem.

Kol. M. Romicki. — Nie zauważyłem żeby prelegent „zalecał" w swoim odczycie układ dyszy Melota. Rozważania nad jej sprawnością rozumiałem tylko jako badanie własności układu idealnego.

THEORETICAL CONSIDERATIONS OF JET — PROPULSION ENGINE.

The author shows in this article, that in computing the efficiency of a rocket or ram — jet engine it is not possible to use a strict analogy to the piston engine in which normally the kinematic energy of exhaust gases is omitted. From the balance of energy the overall efficiency of a rocket engine can be expressed by the formula 15 and the efficiency, of the propeller in a motor-propeller group by the formula 16.

On the whole the expressions for the efficiency of the rocket engine are only true when the efficiency $\eta_i = 1$.

Apart from that η_{ip} is not the efficiency in a strict meaning, because it does not express the losses of energy. It proves only the equation $\eta = \eta_{ip} \cdot \eta_i$. therefore it can be in general greater than unity.

The same applies to the ram — jet.

Considering an ideal piston engine with propeller and a jet engine with injector the author comes to a conclusion that both propulsive means are equivalent if the thermal efficiencies of both engines are equal, if they consume the same amount of the same fuel in a unit of time and if the masses of air taking part in the production of thrust are equal.

F. R. BANKS.

Silnik lotniczy.

na podstawie tekstu ogłoszonego w Journal of the Royal Aeronanautical Society

opracował inż. W. NARKIEWICZ.

Celem upamiętnienia pioniera lotnictwa *Louis Bleriot*, który dnia 25 lipca 1909 r. pierwszy przeleciał nad Kanałem La Manche, Zjednoczenie Francuskich Inżynierów i Techników Lotniczych zorganizowało cykl odczytów na jego cześć.

Odczyty te mają być wygłaszane raz do roku na przemian w Paryżu przez Anglika i w Londynie przez Francuza.

Pierwszy odczyt z tego cyklu odbył się w Paryżu dnia 12 maja 1948 r i był wygłoszony przez Anglika *F. R. Banks* pod tytułem „The Art of the Aviation Engine", gdzie autor omawia bardzo ważną i ciekawą, aczkolwiek mało znaną i niedocenianą, filozofię powstawania prototypu silnika lotniczego i jego rozwoju, aż do rozpoczęcia produkcji seryjnej.

F. R. Banks już od kilkudziesięciu lat bierze czynny udział w pracach związanych z rozwojem silników lotniczych. Jest to typ technika entuzjasty, który rozpoczął swoją karierę od najniższych szczebli, stopniowo zyskując wiedzę i autorytet, a w czasie ostatniej wojny był dyrektorem departamentu rozwoju silników lotniczych angielskiego Ministerstwa Przemysłu Lotniczego Na tym stanowisku był doskonale zorientowany w rozwoju silników lotniczych w Ameryce, gdyż w czasie wojny oba te kraje nie miały między sobą tajemnic technicznych.

F. R Banks jest cenionym i wszechstronnym autorytetem w dziedzinie silników lotniczych i jego poglądy i opinie mają duży ciężar gatunkowy.

Warto, żeby nasi technicy i kierownicy odradzającego się polskiego przemysłu lotniczego zaznajomili się z odczytem *F. R. Banksa*, którego treść podajemy w obszernym streszczeniu.

F. R. Banks omawia szeroko właściwą, jego zdaniem, politykę rządu w stosunku do producentów silników lotniczych. Naturalnie, ma on na myśli teren angielski lub amerykański i jego poglądy na ten temat nie mogą mieć bezpośredniego zastosowania w gospodarce polskiej. Natomiast jego rozważania dotyczące czysto technicznej strony stosunku Ministerstwa do wytwórni i sposobu kierowania nią przez Ministerstwo, mogą być ciekawe dla polskiego czytelnika.

F. R. Banks często podaje kosztorysy w funtach angielskich. Przyjęło się, że na rynkach międzynarodowych ceny są przeważnie podawane w dolarach amerykańskich, więc dla ułatwienia orientacji czytelnikowi polskiemu, funty angielskie są przeliczone na dolary amerykańskie według relacji: 1 funt = 4 dolary.

PORÓWNANIE SILNIKA LOTNICZEGO Z INNYMI TYPAMI SILNIKÓW.

Silnik lotniczy tłokowy ulega już od przeszło 40 lat ciągłemu doskonaleniu, a ponieważ nasze dotychczasowe doświadczenie jest prawie wyłącznie oparte na tym typie silnika, więc będzie on stanowił podstawę do dalszych rozważań.

Zwycięskie wstąpienie na arenę lotniczą turbiny gazowej zmieniło przyszłość silnika tłokowego w lotnictwie, lecz niewątpliwie będzie on używany w lotnictwie tak długo, jak długo samoloty będą posiadały skrzydła.

Nie ulega wątpliwości, że silniki tłokowe będą używane jeszcze przez długie lata dla samolotów klubowych i dla małych szybkości, jak również dla pewnych typów samolotów wywiadowczych o średniej szybkości i niskim pułapie. W przeciwieństwie do tego, co początkowo myślano, nie wydaje się, aby turbiny gazowe mogły całkowicie wyprzeć silniki tłokowe. Nie ulega jednak wątpliwości, że duże moce będą wyłączną domeną turbiny gazowej.

Szczególną cechą silnika lotniczego w stosunku do innych silników, jest jego mały ciężar jednostkowy i mała objętość, jak również niezawodność działania. Poza tym, w odróżnieniu od innych typów, silnik lotniczy jest w ciągłym i intensywnym rozwoju. Dotyczy to szczególnie turbiny gazowej, która przechodzi obecnie okres swego dzieciństwa i jeszcze wiele lat upłynie zanim osiągnie dzisiejszy stopień rozwoju silników tłokowych.

Określony typ silnika lotniczego zamiera tylko wtedy, gdy jego konstrukcja nie pozwala na dalsze jego doskonalenie. Należy wtedy opracować nową konstrukcję i rozpocząć na nowo cały długi proces rozwoju i prób.

Dobry typ silnika lotniczego powinien być w użyciu 10 lub więcej lat i może być rozwinięty na kilka pochodnych typów, zanim zasadnicza konstrukcja zostanie uznana za przestarzałą. Rozwój zasadniczego typu silnika na późniejsze typy pochodne, jest ważnym i zdrowym objawem.

Okres życia poszczególnego silnika lotniczego jest trudny do określenia, ze względu na remonty i związane z tym zamiany części, co praktycznie odnawia silnik kilkakrotnie przed jego ostatecznym skreśleniem ze stanu.

Na liniach lotniczych silnik skreśla się w wypadku katastrofalnych uszkodzeń, lub gdy zbyt częsta zamiana części przestaje się opłacać. W tych warunkach, życie silnika ocenia się na 3.000 do 12.000 godzin pracy.

Niektóre niezbyt przeciążone amerykańskie silniki pracują na liniach lotniczych w przeciągu 10 lat, dochodząc do 20.000 godzin pracy.

A. Droegemueller w ciekawym artykule „Bulletin of the American Society for Testing Materials" Nr 148, October 1947, podaje, że na amerykańskich liniach lotniczych 25% ogólnego stanu silników podlega co miesiąc przeglądowi lub remontowi.

Dobry silnik lotniczy powinien pracować od 750 do 1000 godzin pomiędzy przeglądami, ewentualnie remontami. Jest to dosyć daleko wytknięty cel dla turbin gazowych, do którego zbliżają się one dużymi krokami, osiągając już obecnie około 500 godzin niezawodnej pracy bez przeglądu lub regulacji.

Pod tym względem będzie ciekawe porównać silnik lotniczy z innymi silnikami. Dla lokomotyw całkowity okres życia określa się na 33 lata. Przy normalnej eksploatacji lokomotywy, kocioł musi być czyszczony i przemywany co 2 tygodnie, przegląd układu korbowego i kół odbywa się co 115.000 km, a poważny remont kotła zwykle odbywa się co 240.000 km.

W porównaniu z tym droga przebyta przez silnik lotniczy przed jego remontem, zakładając średnią szybkość lotu 300 km/godz., przedstawia się bardzo korzystnie i wynosi 300.000 km.

Sprawność termiczna silnika lotniczego przedstawia się znacznie korzystniej i dla mocy przelotowych wynosi około 30%. Dla lokomotywy sprawność ta wynosi około 6%, chociaż czasami udaje się osiągnąć 8%.

Imponująco natomiast przedstawiają się wyczyny lokomotyw dieslowych dla dalekobieżnych pociągów. Sprawność „na haku" takiej lokomotywy sięga 28 do 30%.

Otrzymane od amerykańskich wytwórców lokomotyw dieslowych informacje, dotyczące trwałości tych silników, są dla nas ciekawe, gdyż pozwalają na bardziej bezpośrednie porównanie z silnikiem lotniczym i świadczą o bardzo wysokim stopniu rozwoju osiągniętym przez silnik spalinowy.

Pierścienie tłokowe mają najkrótsze życie i muszą być wymieniane co 1.000.000 km, lub co 22.000 godzin pracy. Następnie idą tłoki, które wymienia się co 1.600.000/2.000.000 km, lub co 37.000 godz. Po tym okresie tłoki nie wykazują zbytniego zużycia lub wyrobienia rowków pierścieniowych, lecz wymienia się je ze względu na niebezpieczeństwo pęknięć z powodu naprężeń termicznych. Głowice i zawory mają podobny okres życia co tłoki. Korbowody i główne łożyska wymienia się po 2.400.000 km, lub po 45.000 godzin.

Dotychczas nie zaszła jeszcze potrzeba wymiany żadnego wału wykorbionego w tych silnikach. Ocenia się życie wału wykorbionego na co najmniej 6.500.000 km, lub 150.000 godz.

NARODZNY SILNIKA LOTNICZEGO.

We wczesnym okresie lotnictwa, przed pierwszą Wojną Światową, przemysł francuski przodował w dziedzinie silników lotniczych. Silniki Antoinette, Anzani, Gnôme, Clerget, Le Rhône, Renault, Salmson itp. wyznaczały wówczas kroki lotnictwa.

Silniki lotnicze były budowane i w innych krajach. Silniki Green, E. N. V. i Aster w Anglii, Benz w Niemczech, Austro-Daimler w Austrii itp. W 1901 roku w Ameryce, *Manley* zbudował nadzwyczaj zaawansowany silnik lotniczy, który znacznie wyprzedził rozwój samolotu i nie mógł być odpowiednio wykorzystany w locie, co spowodowało zaniechanie jego rozwoju. Następnie bracia *Wright* zbudowali silnik, który okazał się jednym z najbardziej niezawodnych silników lotniczych swego czasu.

Bracia *Seguin* skonstruowali silnik rotacyjny Gnôme, który ze względu na oryginalną i celową kontsrukcję mógł osiągnąć najlżejszy ciężar jednostkowy na owe czasy.

Silnik Antoinette był wyposażony w bezpośredni wtrysk benzyny do cylindra, jednakże ze względu na stosunkowo niski stan ówczesnej techniki warsztatowej nie można było osiągnąć należytej niezawodności działania tego systemu.

We wczesnym okresie pierwszej Wojny Światowej silnik Gnôme był szeroko używany i był budowany również w Anglii i Niemczech. Następnie w 1916 r. ukazał się słynny silnik Hispano, który był również produkowany w znacznych ilościach w Anglii i Ameryce.

Nieco później firma Rolls-Royce zaczęła produkować silniki, które zasłynęły z niezawodności działania. Silniki rotacyjne Bentley i B. H. P. Puma, były również powszechnie używane przez lotnictwo angielskie.

Pod koniec wojny został zbudowany silnik angielski dużej mocy Napier Lion, który rozwinął się już w okresie powojennym. W tymże okresie Royal Aircraft Factory (późniejszy Instytut Lotnictwa R. A. E. opracował nowoczesną konstrukcję silnika gwiazdowego z mechanicznym napędem sprężarki. Silnik ten był wyrabiany przez firmę Armstrong Siddeley pod nazwą Jaguar i był, praktycznie biorąc, prototypem nowoczesnego silnika gwiazdowego.

Po pierwszej Wojnie Światowej wiele firm zniknęło, powstały nowe, lecz nie ma powodu rozpatrywać tutaj tej historii.

Podczas drugiej Wojny Światowej, silnik Merlin firmy Rollce-Royce okazał się najbardziej udanym silnikiem angielskim i jest dotychczas produkowany w różnych pochodnych typach. Podczas wojny firma ta wyprodukowała silniki Griffon i Eagle, po wojnie zaś znane silniki odrzutowe Derwent i Nene.

Dwie inne firmy angielskie biorące żywy udział w produkcji silników dużej mocy to Bristol i Napier.

W Niemczech podczas wojny doprowadzono do wysokiego stopnia rozwoju bezpośredni wtrysk benzyny do cylindrów i wszystkie liniowe silniki niemieckie były zaopatrzone w ten system zasilania.

Ameryka skoncentrowała swe zainteresowania na silnikach gwiazdowych zaworowych dużej mocy, osiągając również bardzo wysoki poziom rozwoju i niezawodności działania.

W przeciągu 40 lat historii lotnictwa silniki lotnicze powiększyły swoją moc od 35 KM do 3.500 KM i więcej; wysokość zaś, na której można utrzymać moc nominalną, wzrosła do 10.000 m nad poziom morza.

PRZEMYSŁ SINIKÓW LOTNICZYCH.

Przemysł silników lotniczych charakteryzuje się tym, że nawet w krajach kapitalistycznych musi się opierać na zamówieniach państwowych, a ściślej mówiąc wojskowych. Nie można jednakże porównywać go do przemysłu zbrojeniowego, gdyż lotnictwo odgrywa poważną rolę również w pokojowej gospodarce kraju.

Najpoważniejszą przyczyną konieczności pomocy państwa dla zdrowego i rozwijającego się przemysłu silników lotniczych są olbrzymie koszty związane z rozwojem silnika i ewentualna katastrofa finansowa w wypadku ograniczonej produkcji nawet udanego silnika.

Drugą ważną przyczyną jest to, że prototyp i wczesne pochodne typy zwykle zawdzięczają swe istnienie potrzebom wojska. Praktycznie rzecz biorąc, tylko lotnictwo wojskowe może sobie pozwolić na długotrwałe próby i badanie silnika w locie, niezbędne dla właściwego jego rozwoju. Podczas pokoju nie jest rzeczą ważną w lotnictwie wojskowym, jeśli samolot będzie „uziemiony" na kilka dni z powodu poprawek czy modyfikacji silnika, natomiast na liniach lotniczych jest to niedopuszczalne.

Według opinii zarządów linii lotniczych ze znacznym doświadczeniem, silnik lotniczy nadaje się do eksploatacji i jest ekonomiczny, jeśli ma zapewnionych około 750 godzin pracy między przeglądami. Osiągnięcie takiego stopnia niezawodności wymaga około trzech lat badań i intensywnego latania na tym typie silnika, co jest możliwe tylko w lotnictwie wojskowym.

Spośród silników, które już przeszły stage wojskowy, towarzystwo żeglugi powietrznej wybiera typ silnika odpowiedni do służby na liniach lotniczych. Wtedy producent tego silnika powinien przeprowadzić długotrwałe próby hangarowe silnika w warunkach możliwie zbliżonych do tych, jakie można napotkać na danej linii lotniczej. Następnie linia lotnicza rozpoczyna badania w locie bez pasażerów, przewożąc na regularnej linii pocztę i towary. Próby w locie trwają zwykle 800 do 1000 godzin w przeciągu około 12 miesięcy.

Silnik lotniczy przedstawia szczytowe osiągnięcie techniki i jego wytwarzanie należy do wysoce wyspecjalizowanego działu produkcji. Inne wytwórnie, jak wytwórnie turbin parowych czy dużych silników spalinowych, będące nawet na wysokim poziomie technicznym, nie łatwo mogą przystosować się do wytwarzania silników lotniczych. Żadna wytwórnia nie powinna mieszać dwóch tak bardzo różnych typów produkcji: dział silników lotniczych *należy zupełnie wydzielić i zorganizować grupę techników całkowicie i niepodzielnie poświęconą zagadnieniom silnika lotniczego i dopiero po 10 latach można oczekiwać dobrych rezultatów ich pracy.*

Wytwórnie silników samochodowych są bardziej zdolne do szybkiego zorganizowania seryjnej produkcji silników lotniczych, ale może tu być mowa jedynie o wiernej reprodukcji już rozwiniętego typu gdy w grę nie wchodzą żadne ulepszenia czy zmiany, które muszą być przeprowadzane przez wytwórnię macierzystą silnika. Dowiodła tego rozległa praktyka fabryk „Shadow Group" (wytwórnie pomocnicze) w Anglii podczas ostatniej wojny.

Pomimo poparcia państwa wytwórnia nie może spocząć na laurach już osiągniętych wyników, lecz musi ciągle ulepszać i stwarzać nowe typy, gdyż wobec intensywnego rozwoju lotnictwa wkrótce pozostałaby daleko w tyle. Dawniej sukces wytwórni zależał głównie od zdolnego konstruktora, obdarzonego szóstym zmysłem przewidywania potrzeb przyszłości. Obecnie, wobec nagromadzonego doświadczenia, sukces zależy od zgranej pracy zespołu zdolnych ludzi, zaopatrzonych w odpowiednie urządzenia i od przewidującego planowania poszczególnych etapów pracy. Nie na wiele się przyda dobra konstrukcja i prototyp, jeżeli jego dalszy rozwój będzie postępował powoli.

Wytwórnia silników lotniczych powinna być kierowana przez doświadczonych techników, którzy przeszli przez wszystkie szczeble wytwórni, posiadają zdolności administracyjne i zdrowy sąd techniczny w danej dziedzinie. Dużo firm załamało się, chociaż były kierowane przez techników, lecz ludzie ci stracili zainteresowanie do strony technicznej zagadnienia, zajmując się jedynie przyśpieszaniem produkcji.

Jest nadzwyczaj ważne, aby kierownicy wytwórni mieli młodych zastępców, wybranych spośród dobrych techników ze zdolnościami administracyjnymi.

Zdarzało się czasem, że wytwórnia była w ciężkim położeniu finansowym i przechodziła wówczas bezpośrednio pod zarząd banków i buchalterów. Taka sytuacja jest katastrofalna dla fabryki. Banki i buchalterzy są konieczni do stworzenia i utrzymania w ruchu każdej wytwórni, lecz bardzo szybko i skutecznie ją zniszczą, gdy będą wtrącać się do spraw technicznych.

Trzeba sobie zdać sprawę, że przemysł silników lotniczych podobny jest do rośliny cieplarnianej, wyhodowanej z trudem w specjalnych warunkach. Zastosowanie metod doskonałych dla zwiększenia urodzaju kartofli, zniszczy roślinę cieplarnianą szybko i nieodwołalnie.

ROZWÓJ NOWOCZESNEGO SILNIKA LOTNICZEGO.

Silnik lotniczy jest szczytowym osiągnięciem sztuki inżynierskiej, dla otrzymania więc dobrych rezultatów potrzebny jest nie tylko najwyższy poziom techniki warsztatowej, lecz również wykorzystanie w najszerszym zakresie techniki fizyko-laboratoryjnej i najnowszych zdobyczy nauki.

Dobry silnik lotniczy może powstać tylko na podstawie zasadniczo zdrowej konstrukcji w połączeniu z intensywnymi badaniami i ulepszeniami. Dobra konstrukcja prototypu jest bardzo ważna, gdyż zaoszczędza wielu godzin żmudnych i bardzo kosztownych prób i badań na hamowni, które w umiarkowanej ilości są nieuniknione nawet przy najlepszej konstrukcji.

Konstruktor musi być w ciągłym i ścisłym kontakcie z wydziałem doświadczalnym i produkcyjnym. Natychmiastowe poprawki i przeróbki prototypu, wynikające z rezultatów badań, są nieodzowne dla planowego postępu rozwoju silnika i dla uniknięcia nieproporcjonalnie wysokich wydatków na późniejsze przeróbki. Bliski kontakt z produkcją jest potrzebny celem zmniejszenia kosztów wytwarzania.

Tutaj należy uczynić zasadnicze zastrzeżenie: w wypadku nie dojścia do porozumienia między konstruktorem i produkcją, decyzja musi należeć do konstruktora. Naturalnie, że konstruktor powinien w miarę możności uwzględniać życzenia produkcji. Przy prototypie jednak nie należy kłaść zbytniego nacisku na względy produkcyjne, gdyż podczas rozwoju silnika dużo części może ulec zasadniczym zmianom.

Podczas pokoju normalna wytwórnia silników lotniczych jest raczej instytucją doświadczalno-warsztatową i posiada stosunkowo niewielki dział produkcji seryjnej, całkowicie oddzielony od reszty wytwórni. Obszerny i dobrze wyposażony warsztat doświadczalny i montażowy na pierwszy rzut oka mogą wydawać się zbędnym luksusem. Lecz, o ile niema możliwości szybkiego wykonania i zamontowania zmienionych części, to rozwój silnika opóźnia się. Na warsztacie doświadczalnym dużo obrabiarek nie jest wykorzystane w stu procentach. Praca odbywa się tam zwykle raczej skokami — po okresie względnego spokoju następuje okres gorączkowej pracy dniem i nocą i wtedy wszystkie potrzebne obrabiarki i materiały muszą być pod ręką do natychmiastowego użytku, bez żadnej formalistyki i biurokracji.

Można sądzić, o żywotności danej wytwórni według obciążenia i aktywności hamowni doświadczalnych. Martwe hamownie oznaczają albo konanie wytwórni, albo jej sen kataleptyczny, co jest jednoznaczne, gdyż w lotnictwie kto nie idzie naprzód — nie liczy się.

Wieloletnie doświadczenie wykazało, że okres potrzebny do skonstruowania i rozwoju danego silnika lotniczego do stanu produkcji waha się od 4 do 5 lat. Naturalnie, że jest mowa o dobrze wyposażonej wytwórni z odpowiednim personelem technicznym.

Jeżeli chodzi o silnik turbo-śmigłowy ze sprężarką osiową, to należy przewidzieć raczej dłuższy okres rozwoju prototypu.

Silnik turbo-odrzutowy ze sprężarką osiową jest również zagadnieniem trudnym i jego okres rozwoju sięga też czterech lat.

Wiele osób sądziło, że silniki odrzutowe wymagają bardzo krótkiego okresu rozwoju, a ich mniemanie było oparte na fakcie, że firma Rolls-Royce w czasie wojny skonstruowała i zbudowała prototypy silników Derwent i Nene w przeciągu sześciu miesięcy. Nie trzeba jednak zapominać, że były to najprostsze formy silnika odrzutowego, do których zastosowano już dobrze wypróbowane ujęcie konstrukcyjne, opracowane przez *Whittle*.

Silniki turbinowe prawdopodobnie będzie można ująć w ramy obliczeń matematycznych znacznie dokładniej, niż to jest możliwe dla silników tłokowych. W miarę gromadzenia doświadczenia i doskonalenia metod obliczania, prototyp silnika turbinowego będzie krył w sobie coraz mniej niespodzianek, co pozwoli na znaczne skrócenie czasu jego rozwoju.

STOSUNEK MINISTERSTWA DO WYTWÓRNI SILNIKÓW.

Jak już było nadmienione poprzednio poważne zamówienia rządowe, a w szczególności wojskowe, są niezbędne dla stworzenia i utrzymania zdrowego przemysłu silnikowego podczas pokoju.

Zwykle Ministerstwo zawiera umowę z wytwórnią na podstawie najbardziej korzystnej finansowo oferty. Ten system jest zadawalający, gdy chodzi o samochody, ciężkie silniki spalinowe itp. W wypadku silników lotniczych ten system nie nadaje się i może przynieść wręcz zgubne rezultaty.

Ze względu na wygórowane żądania techniczne stawiane silnikowi lotniczemu, każda oferta musi być rozważana przede wszystkim na płaszczyźnie technicznej i pod kątem widzenia zdolności oferenta doprowadzenia silnika do homologacji w możliwie krótkim czasie. Zdolność wytwórni do przeprowadzenia właściwych badań i prób może być czynnikiem przeważającym przy wyborze oferty.

Poziom techniczny personelu wytwórni ma naturalnie znaczenie, gdyż nawet najlepsze urządzenia techniczne nie pomogą bez odpowiednich ludzi. Wytwórnia, która może wydajnie zużyć 8.000.000 dolarów rocznie na badania i próby, prędzej da silnik do homologacji niż wytwórnia, która potrzebuje trzech lat do zużytkowania tej sumy.

O ile wytwórnia nie przejawia potrzebnej energii i zdolności przy prowadzeniu badań i prób, to czasami sugeruje się zakupienie konstrukcji danego silnika przez Ministerstwo i przekazanie dalszego jego rozwoju bardziej odpowiedniej firmie. Polityka ta nie daje dobrych rezultatów, gdyż obie strony odnoszą się bez entuzjazmu do takiej kombinacji. W wypadku silnika ojciec przybrany prawie zawsze nie jest dobrym ojcem.

Powyższe rozważania uwypuklają znaczenie odpowiedniego personelu w resorcie państwowym, do obowiązków którego należy przewidujące formułowanie warunków technicznych dla prototypu i wybór lub wyznaczenie wykonawcy.

Niektóre kraje uważają za wskazane obsadzenie kierowniczych stanowisk przez wojskowych, którzy rozporządzają stałym sztabem cywilnych fachowców, co jest potrzebne dla utrzymania ciągłości pracy wobec ewentualności odwoływania osób wojskowych do innych funkcyj. Inne kraje faworyzują personel całkowicie cywilny.

Oba te systemy mają zalety i wady. Przy stosowaniu pierwszego systemu kierownicy wojskowi wnoszą ducha energii i realizmu, który wypływa z ich poprzedniej służby w linii. Z drugiej strony oficerowie służby czynnej rzadko kiedy mają możność i czas na zgłębienie potrzebnej wiedzy technicznej i wobec tego koniecznym jest, aby oficer miał do dyspozycji wysoko kwalifikowanych inżynierów cywilnych z wieloletnią praktyką. Bardzo jest wskazane, żeby wojskowi kierownicy nie byli zbyt często zmieniani i mogli pozostawać na swym stanowisku co najmniej 5 lat.

Przy dzisiejszym rozwoju lotnictwa wymagania stawiane aktywnemu pilotowi wojskowemu są coraz bardziej wygórowane. Okres aktywnego pilotażu będzie stosunkowo krótki, a ponieważ nie każdy „emerytowany" oficer może zostać dowódcą lub generałem, więc wojsko ma kłopoty z zatrudnieniem znacznej ilości oficerów pilotów, po stosunkowo krótkim okresie latania w jednostkach.

W tej sytuacji należy wystrzegać się obsadzania kierowniczych stanowisk omawianego resortu oficerami bez koniecznych zdolności organizacyjnych i przynajmniej podstawowych wiadomości technicznych z danej dziedziny.

UMOWY.

Należy poświęcić znaczną uwagę warunkom umowy między Ministerstwem a wytwórnią, gdyż ma ona poważny wpływ na losy prototypu.

Z reguły wytwórnia potrzebuje 8 — 10 silników do prób na hamowni plus 2 — 3 silniki do prób w locie. Jeżeli silnik jest przeznaczony do prototypu samolotu, np. jednosilnikowego samolotu myśliwskiego, to trzeba zamówić jeszcze 3 silniki dla prób silnik-płatowiec. Przy prototypach samolotów wielosilnikowych należy przewidzieć 50% zapasu silników zamontowanych na samolocie.

Jak widać z powyższego, umowa powinna opiewać na co najmniej 16 silników: 10 dla wytwórni, 3 do lotu i 3 zapasowe.

Wytwórnia, z całej ilości zamówionych silników, w pierwszej kolejności wykańcza zaledwie trzy lub cztery. Reszta pozostaje w formie odkuć i odlewów, zanim nie ma pewności, iż nie przewiduje się drastycznych zmian konstrukcji.

Umowa powinna zawierać punkt, dotyczący wstępnej próby odbiorczej. Warunki tej próby są zmienne i zależą od oryginalności konstrukcji.

W wypadku konstrukcji opartej na ustalonych i wypróbowanych założeniach, warunki zwykle wymagają jedno lub dwugodzinnej próby na 50% mocy nominalnej, a czasami nawet na pełnej mocy nominalnej. W wypadku konstrukcji odbiegającej od utartej praktyki, próba jest raczej formalnością i wymaga zwykle około trzydziestu minut pracy na połowie nominalnych obrotów i przy ułamku mocy nominalnej.

Celem tej próby odbiorczej jest danie Ministerstwu namacalnego dowodu, że silnik istnieje. Po zakończeniu próby silnik jest rozbierany i szczegółowo badany przez kontrolerów Ministerstwa i wytwórni.

W Anglii utarł się zwyczaj, że udziela się oddzielnego zamówienia na wykonanie prototypu do wstępnej próby odbiorczej, a następnie udziela się drugiego zamówienia na dalsze badania i próby, aż do osiągnięcia gotowości do oficjalnej homologacji.

Jako przykład można podać, że po próbie odbiorczej wytwórnia prosi o umowę na 500 godzin prób na hamowni po 400 dolarów godzina. W tę cenę wliczone jest wielokrotne rozbieranie i składanie silnika, jak

również drobne zmiany. W wypadku poważniejszych zmian, wytwórnia może ubiegać się o oddzielną umowę na przeprowadzenie tej zmiany, a umowa na badanie jest nadal ważna.

Koszt godziny pracy na hamowni waha się od 200 do 400 dolarów, w zależności od tego, czy dotyczy to jednocylindrówki, czy całego silnika, i od rodzaju prób.

Zwykle pewna ilość jednocylindrówek jest budowana i badana znacznie wcześniej niż montaż prototypów. Jednocylindrówki stanowią zwykle przedmiot oddzielnej umowy. Określenie jednocylindrówki jest tu użyte raczej symbolicznie, gdyż w wypadku przeciwległego układu cylindrów może zajść potrzeba zbudowania dwucylindrówki itp. W każdym razie chodzi tu o zbadanie tłoka i cylindra dokładne według rysunku prototypu, pozostałe części, jak: korbowód, wał, karter muszą być bardzo mocnej i pewnej konstrukcji, żeby uniknąć niepotrzebnych przerw w pracy i dwuznaczności wyników.

Jest bardzo ważną rzeczą, aby obie strony miały do siebie szacunek i zaufanie. Chodzi o to, żeby wytwórnia wiedziała, że nikt jej nie będzie przeszkadzał w robieniu coraz lepszych silników, a Ministerstwo musi mieć zaufanie do zdolności wytwórni wywiązania się z włożonego na nią zadania.

KONTROLA.

Kontrola techniczna ma znaczny wpływ na wykonanie i rozwój prototypu. Należy z naciskiem podkreślić konieczność uzależnienia wydziału kontroli wytwórni wyłącznie od dyrektora technicznego, który jest odpowiedzialny za całokształt spraw technicznych.

Utarło się w Anglii, że firmy, które mają pełne zaufanie Ministerstwa, nie są obarczone kontrolerami Ministerstwa i że ufa się w zupełności kontroli wytwórni.

Inspektor Ministerstwa, przydzielony do wytwórni, spełnia raczej rolę arbitra w spornych wypadkach, ale nie zajmuje się kontrolą wytwarzania. Do jego obowiązków należy jednakże kontrola wstępnej próby odbiorczej, homologacji i ocena części po próbie, kontrola osprzętu prototypu i nadzór nad wszystkimi oficjalnymi próbami.

ORGANIZACJA WYTWÓRNI I JEJ ZDOLNOŚĆ PRODUKCYJNA.

Organizacja powinna być możliwie najprostsza. Personel kierowniczy musi być starannie dobrany i obarczony pełną odpowiedzialnością za pracę i personel swego działu. Należy zachęcać dyrekcję do przekazywania znacznej części pracy kierowniczej szefom poszczególnych wydziałów i do dawania im możliwie wolnej ręki. Szefowie wydziałów są w lepszej sytuacji jeśli chodzi o organizowanie i wykonywanie szczegółów, poza tym rozwija to w nich tak cenne poczucie pełnej odpowiedzialności. Z drugiej strony dyrekcja ma wtedy wolną głowę do załatwiania spraw ogólnych.

Należy zastanowić się głęboko nad potrzebą organizacji i jej celem. Często organizacja wytwórni pozostawała tylko schematem na papierze, gdyż dyrektor chciał wszystko załatwiać sam i w ten sposób nie załatwiał rzeczy ważnych, rozpraszając się na szczegóły. Mądra i celowa organizacja jest niewątpliwie potrzebna, ale mania organizowania wszystkiego może łatwo spowodować zagładę wytwórni.

Na rys. 1 podany jest przykładowo schemat organizacji wytwórni silników lotniczych. Schemat ten należy rozpatrywać z uwzględnieniem zastrzeżeń przedyskutowanych powyżej. Powodzenie organizacji zależy od jej giętkości. Sztywne podejście dyrekcji do schematu organizacjnego zwykle robi z niego bezwartościowy świstek papieru.

Jest zupełnie zrozumiałe, że wybór kierownika działu nie zawsze jest szczęśliwy. Nie należy wtedy zwlekać ze zmianą obsady stanowiska, co nie znaczy jednak, że należy pozbywać się w ogóle danego pracownika, gdyż może on nadawać się doskonale na inne stanowisko. Dotyczy to specjalnie osób z doświadczeniem w dziedzinie silników lotniczych. Tych ludzi jest w ogóle mało i prędzej, czy później osoba taka będzie mogła być z korzyścią zatrudniona w wytwórni.

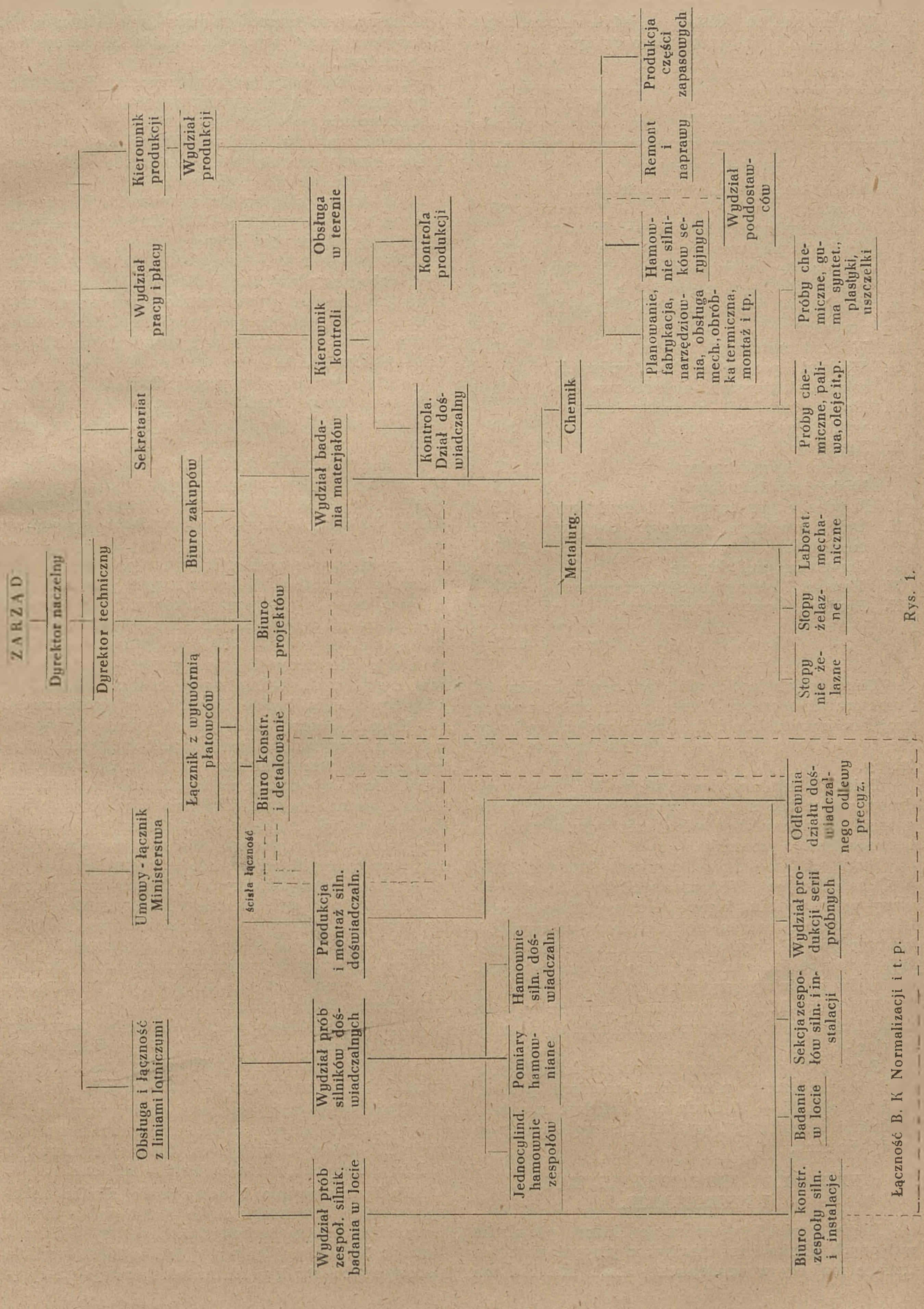
W związku z organizacją wyłania się zagadnienie zdolności produkcyjnej wytwórni i roboczo-godzin potrzebnych do wykonania i wypróbowania prototypu silnika.

W dalszych rozważaniach zakłada się, że osprzęt silnika jak: gaźniki, iskrowniki, pompy itp., jest wykonywany przez inne wyspecjalizowane wytwórnie. Należy jednak dążyć, aby sam silnik był wykonywany w całości przez jedną wytwórnię. Jeżeli zachodzi konieczność korzystania z usług poddostawców, to trzeba zorganizować bardzo staranną kontrolę wykonywanej przez nich pracy, aby poziom jakości nie był niższy niż w wytwórni macierzystej.

Organizacja wytwórni silników lotniczych różni się znacznie od organizacji innych fabryk ze względu na to, że znaczna część wysiłku tej wytwórni musi być poświęcana prototypom i próbom. Na pierwszy rzut oka może to wydawać się rozrzutnością, ale dotychczas nie wynaleziono bardziej ekonomicznego sposobu doprowadzenia prototypu do homologacji i utrzymania danego typu silnika na powierzchni życia lotniczego.

Na tablicy 1 (str. 72) podana jest minimalna ilość personelu technicznego wytwórni o zdolności produkcyjnej 1000 silników rocznie, po 3000 roboczo-godzin każdy. W tej tablicy podano jedynie ilość personelu związaną bezpośrednio z wytwarzaniem i próbami silników, nie podano natomiast personelu pomocniczego, jak: sekretariaty, administracja, straż, placowi, pracownicy socjalni itp. Tablica ta jest ułożona na podstawie doświadczenia różnych wytwórni, które wykazały swą żywotność w ciągu ubiegłych lat.

Punkty A do J, za wyjątkiem punktu I (b) dotyczą personelu wyłącznie związanego z prototypami i próbami i obejmują około 2700 osób. O ile personel produkcji seryjnej może ulegać szybkim zmianom w zależności od produkcji, to personel działu doświadczalnego nie może ulegać ani szybkim, ani znacznym zmianom, gdyż stanowi on kościec wytwórni. Wytwórnia na poziomie, zwykle ma w opracowaniu co najmniej dwa prototypy oraz pewną ilość typów pochodnych, silników, które są już w służbie.


ZARZĄD
Dyrektor naczelny
Dyrektor techniczny
Obsługa i łączność z liniami lotniczymi
Umowy - łącznik Ministerstwa
Sekretariat
Wydział pracy i płacy
Kierownik produkcji
Wydział produkcji
Łącznik z wytwórnią płatowców
Biuro zakupów
ścisła łączność
Biuro konstr. i detalowanie
Biuro projektów
Wydział prób zespoł. silnik. badania w locie
Wydział prób silników doświadczalnych
Produkcja i montaż siln. doświadczaln.
Wydział badania materjałów
Kierownik kontroli
Obsługa w terenie
Kontrola. Dział doświadczalny
Kontrola produkcji
Jednocylind. hamownie zespołów
Pomiary hamowniane
Hamownie siln. doświadczaln.
Metalurg.
Chemik
Planowanie, fabrykacja, narzędziownia, obsługa mech., obróbka termiczna, montaż i tp.
Hamownie silników seryjnych
Remont i naprawy
Produkcja części zapasowych
Wydział poddostawców
Biuro konstr. zespoły siln. i instalacje
Badania w locie
Sekcja zespołów siln. i instalacji
Wydział produkcji serii próbnych
Odlewnia działu doświadczalnego odlewy precyz.
Stopy nie żelazne
Stopy żelazne
Laborat. mechaniczne
Próby chemiczne, paliwa, oleje it.p.
Próby chemiczne, guma syntet., plastyki, uszczelki
Łączność B. K Normalizacji i t. p.

Rys. 1.

Krótka analiza tablicy wyjaśni celowość podziału personelu na poszczególne działy.

TABLICA I.

Biuro	Ilość personelu
A. Biuro projektów i makiet	12
B. Biura konstrukcyjne — konstrukcja, i zmiany	400
C. Warsztaty doświadczalne — obróbka mechaniczna, montaż i odlewnia	1000
D. Hamownie doświadczalne silników tłokowych i turbin gazowych	150
E. Hamownie jednocylindrówek i podzespołów	30
F. Wydział metalurgii i chemii	30
G. Wydział pomiarów hamownianych, sekcja elektryczna, elektronowa itp.	50
H. Próby instalacji, zespołów silnikowych i próby w locie	800
I. Kontrola:	
a) dział doświadczalny	150
b) dział produkcyjny	375
J. Personel łącznikowy i instruktorzy	75
K. Dział produkcji seryjnej: obróbka mechaniczna i montaż	1500
L. Hamownie produkcyjne	60
M. Remont i zmiany silników seryjnych	200
N. Produkcja części zapasowych	300
Razem	5132

Biuro projektów i modeli jest zwykle zależne od dyrektora technicznego. Biuro to opracowuje wstępne projekty, ewentualnie tylko szkice projektów typów silników, wyprzedzając znacznie wykonywane prototypy.

Dział „H" może wydawać się bardzo licznie obsadzony, ale wobec niestałej pogody w Anglii, każda godzina lotna musi być właściwie wykorzystana, co wymaga dużego personelu.

Punkt „L" ustala ilość personelu kontroli. Dział produkcji seryjnej, 1500 pracowników, jest obsługiwany przez wydział kontroli liczący 375 pracowników, z których znaczna część składa się ze zwykłych kontrolerów międzyoperacyjnych. Praktyka wykazuje, potrzebę jednego kontrolera na czterech pracowników produkcji seryjnej.

Wydziały „M"i i „N" często są złączone w jeden dział, liczący około 30% personelu działu produkcji seryjnej.

Gdy prototyp ukończy szczęśliwie homologację, dział doświadczalny uruchamia produkcję próbnej serii w ilości 25 — 50 sztuk, a w międzyczasie dział produkcji opracowuje i wykonuje narzędzia i przyrządy dla serii.

PROTOTYP, JEGO KONSTRUKCJA I WYKONANIE.

Biuro projektów wykonuje kilka projektów wstępnych silnika i instalacji oraz przygotowuje potrzebne makiety w zmniejszonej skali. Materiał ten jest szczegółowo i wszechstronnie dyskutowany z Ministerstwem przed powzięciem ostatecznej decyzji co do prototypu.

O ile silnik jest z góry przeznaczony do pewnego typu samolotu, należy utrzymywać ścisłą łączność z odpowiednią wytwórnią samolotów.

Pożądane jest, żeby w okresie projektowania konstruktorzy utrzymywali kontakt z produkcją celem obniżenia kosztów wykonania.

Jak dalece konstrukcja wpływa na koszty wytwarzania przy serii 400 — 500 silników na miesiąc, wyjaśnią poniższe przykłady.

Silnik Merlin (12 cylindrów, układ V, 1500 KM) 2.200 roboczo-godzin; silnik Herkules (14 cylindrów, podwójna gwiazda, sterowanie suwakowe, 1600 KM) — 3.300 roboczo-godzin; silnik Sabre (24 cylindry, układ H, rozrząd suwakowy, 3.000 KM) — 6.500 roboczo-godzin.

Potem został opracowany silnik Griffon 2.500 KM (zwiększony Merlin) ze specjalną uwagą na koszta produkcji, co dało w wyniku 2.700 roboczo-godzin.

O jednym trzeba jednak pamiętać, że użytkownik silnika kupuje moc, wyczyny i niezawodność działania, a główny wpływ na te cechy mają intensywne badania i próby, które w końcu zawsze się opłacają.

Dotychczas omawiane były silniki tłokowe. Gdy mowa o silnikach turbo-odrzutowych, bezpośrednie porównywanie z silnikami tłokowymi jest trudne, jeśli porównać jednak silnik odrzutowy Derwent — 2250 kG ciągu, i silnik tłokowy Griffona 2500 KM, to silnik odrzutowy będzie wymagał trochę mniej godzin roboczych, będzie ważył znacznie mniej, ale kilogram silnika będzie kosztował znacznie więcej.

Wysokie ceny jednostkowe turbin gazowych związane są z bardzo kosztownymi surowcami używanymi do samej turbiny i do komór spalania. Oprócz tego są powody natury konstrukcyjnej, np. turbina gazowa ze sprężarką osiową może mieć blisko 2000 łopatek, z których każda musi być nadzwyczaj precyzyjnie wykonana. Również dzisiejsza wiedza o sprężarkach jest dopiero w zaczątku, a dalszy jej postęp wymaga licznych i kosztownych badań.

Gromadzone doświadczenie i intensywne badania pozwolą niewątpliwie na stosowanie tańszych materiałów, a przede wszystkim dadzą konstruktorowi dane teoretyczne i współczynniki, które pozwolą na konstruowanie prawie „na pewniaka", co znakomicie obniży koszta ogólne.

Koszt jednostkowy prototypów waha się między 88 a 176 dolarów za kg ciężaru. Na przykład, silnik tłokowy 3500 KM o ciężarze 1700 kg, będzie kosztował 132 dol./kg, co daje ca. 225.000 dolarów.

Silnik turbo-śmigłowy o tej samej mocy będzie ważył ca. 1300 kg, przy czym cena jednostkowa wyniesie 176 dolarów, co daje ca. 230.000 dolarów. Jak widzimy, ceny ostateczne są bardzo zbliżone.

Na konstruowanie i detalowanie silnika tłokowego 3500 KM potrzeba około 80.000 godzin biurowych. Dla silnika turbo-śmigłowego 3500 KM potrzeba o 50% więcej godzin, tj. około 120.000 godzin biurowych. Prosty typ silnika odrzutowego ze sprę-

żarką odśrodkową i o ciągu 2250 kG wymaga 15.000 — 20.000 godzin biurowych.

Tablica I została ułożona w założeniu, że wytwórnia będzie mogła skonstruować, zbudować i doprowadzić do pierwszej próby przynajmniej jeden prototyp silnika 3500 — 4000 KM w przeciągu 18 — 24 miesięcy. W międzyczasie będzie opracowany następny prototyp oraz szereg pochodnych typów silników seryjnych.

Celem przyśpieszenia tempa wykonywania prototypu, biuro studiów musi utrzymywać ścisły kontakt z warsztatem doświadczalnym. Odkuwki i surowce mogą być zamówione znacznie wcześniej, przed wykonaniem rysunków warsztatowych. Istnienie odlewni działu doświadczalnego pozwala też na znaczne skrócenie terminów.

PRÓBY I URZĄDZENIA PROBIERCZE.

Należy możliwie wcześnie wykonać te zespoły prototypu, które mogą być badane oddzielnie. Przy silniku tłokowym bada się oddzielnie zespoły: cylinder-tłok oraz sprężarkę. Silnik turbinowy dzieli się na sprężarkę, komory spalania i turbinę, które to zespoły są badane i ulepszane oddzielnie. Pozwala to na znaczne skrócenie okresu prób całego prototypu.

Wytwórnia musi mieć oczywiście urządzenia do przeprowadzania badań i prób. O ile są równocześnie w opracowaniu prototypy silników tłokowych i turbinowych, to potrzeba co najmniej 12 hamowni doświadczalnych. Tak duża ilość jest uzasadniona koniecznością przeprowadzania licznych długotrwałych prób przed osiągnięciem gotowości do homologacji.

Ilość godzin, które prototyp musi kręcić się na hamowni przed homologacją waha się w dość znacznych granicach. Po pierwszej próbie prototyp powinien przepracować 750 — 1000 godzin na hamowni w przeciągu jednego roku. W następnych latach ilość ta szybko wzrośnie w związku ze zwiększoną ilością egzemplarzy prototypu.

Całkowity okres prób prototypu na hamowni i w locie wynosi przeciętnie 5500 godzin w przeciągu 3½ lat. Zdarzało się jednak, że prototypy o oryginalnej konstrukcji wymagały 10.000, a nawet 20.000 godzin prób w przeciągu pięciu do sześciu lat, zanim były gotowe do homologacji.

Urządzenia do prób podzespołów, a w szczególności podzespołów silników turbinowych są bardzo kosztowne i cena kompletu urządzeń badawczych może sięgać dziesiątków milionów dolarów. Wobec szybkiego rozwoju silników turbinowych należy być bardzo przewidującym przy planowaniu tych instalacyj. W pewnej instytucji zamówiono urządzenie do badania sprężarek na 12.000 KM. Wydawało się, że urządzenia te pokryją zapotrzebowanie na szereg lat, tymczasem jeszcze przed ukończeniem zamówienia zapotrzebowanie mocy wzrosło do 20.000 KM.

Sprężone powietrze, potrzebne w znacznych ilościach do badań silników turbinowych stanowi poważną pozycję w ogólnym budżecie.

Trudno w tej chwili sprecyzować kosztorys tych urządzeń. Wydaje się, że potrzeba 8.000.000 do 10.000.000 dolarów na kompletne urządzenie do badania turbiny i sprężarki silników o mocy do 7.000 KM na wale, lub 5.000 kG ciągu silników odrzutowych.

Zapotrzebowanie mocy urządzeń probierczych, można zmniejszyć badając sprężarkę ze zdławionym wlotem, lub zmniejszając ilość stopni, przy czym pierwszy sposób daje lepsze rezultaty.

Urządzenia do prób silników turbinowych w warunkach wysokościowych, do 11.000 m. wysokości i przy — 60°C., kosztują około 180.000 dolarów na każdy kilogram powietrza zużywany na sekundę przez silnik na tej wysokości.

Wobec olbrzymich kosztów kompletu urządzeń do badania silników turbinowych wydaje się najbardziej wskazanym, żeby tylko centralny instytut państwowy był wyposażony w taki komplet. Wytwórnie też muszą mieć pewne urządzenia do badań, które często przeprowadzają, nie potrzebują one jednak być tak kompletne i mogą mieć charakter tymczasowy.

Często dyskutuje się, czy państwowy instytut doświadczalny powinien zajmować się konstrukcją i wykonywaniem prototypów. Nie wydaje się to wskazane w państwie o normalnie rozwiniętym przemyśle silnikowym. Instytut państwowy jest zwykle mniej rzutki od wytwórni, a poza tym ma mniejsze możliwości produkcyjne. W większym lub w mniejszym stopniu wykonywanie prototypu przechodzi na poddostawców, lub cała konstrukcja przechodzi do wytwórni silników. Procedura ta w obu wypadkach rzadko daje zadawalające rezultaty.

W dziedzinie silników lotniczych jest zawsze zbyt wiele zagadnień, na które brak dokładnej odpowiedzi. Lepiej, gdy instytut naukowo doświadczalny zajmie się badaniami i dostarczy potrzebnych odpowiedzi przemysłowi, a ten już da sobie radę z konstrukcją i budową prototypów silników lotniczych.

ZAKOŃCZENIE.

Powodem wyboru tego, a nie innego tematu jest fakt, że wśród ludzi związanych z silnikami lotniczymi jest wielu fachowców, którzy doskonale orientują się w dziedzinie techniczno-matematycznej zagadnienia, ale mało takich, którzy zdają sobie w pełni sprawę, co to znaczy zbudować udany silnik lotniczy i jak ogromny trzeba w to włożyć wysiłek. Na tej żmudnej drodze, którą musi przejść każdy prototyp silnika, nie należy stosować skrótów.

The above is a summary of Mr. F. R. Banks' article „The Art of Aviation Engine" (Journal of the R. Ae. S.) which we publish by kind permission of the Editor.

ERRATA.

W artykule inż. *J. Oderfelda* p. t. „Pionierskie lata", zamieszczonym w zeszycie 1 Techniki Lotniczej z 1948 r. wkradły się następujące omyłki drukarskie:

Na str. 29 wiersz 2 od góry — powinno być: ilość obrotów 5000, ilość cykli 1000.

Podpis pod rys. 2 powinien brzmieć: Wirnik sprężarki dużego modelu.

Inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI.
Instytut Szybownictwa.
Bielsko.

Kilka uwag o wpływie wychylenia klap na własności profilu.

Bardzo często przy projekcie aerodynamicznym płatowca konstruktor staje w obliczu braku danych profilu z wychylonymi klapami, czy lotkami.

Przede wszystkim interesuje go wtedy:

a) wielkość kąta wyporu zerowego α_0 przy wychylonej klapie,

b) przyrost największego współczynnika wyporu, wywołany klapą,

c) wywołany tym samym przyrost współczynnika oporu,

d) zmiana współczynnika momentu skrzydła, oraz

e) wielkość współczynnika momentu zawiasowego klapy.

Kwestie te zostały opracowane przez *Glauerta* na drodze teoretycznej dla załamanej płytki. Pomiary laboratoryjne, przeprowadzone na profilach lotniczych z klapą, potwierdziły zasadniczo wyniki rozważań teoretycznych, a poza tym pozwoliły wprowadzić do otrzymanych wzorów doświadczalne współczynniki korygujące. W artykule tym będziemy operowali następująco zdefiniowanymi współczynnikami aerodynamicznymi profilu:

współczynnik	wyporu	$c_z = P_z / q \cdot S.$
„	oporu	$c_x = P_x / q \cdot S.$
„	momentu względem krawędzi natarcia	$c_m = M / q \cdot S \cdot l.$
„	momentu zawiasowego klapy . .	$c_{ms} = M_s / q \cdot S \cdot l.$

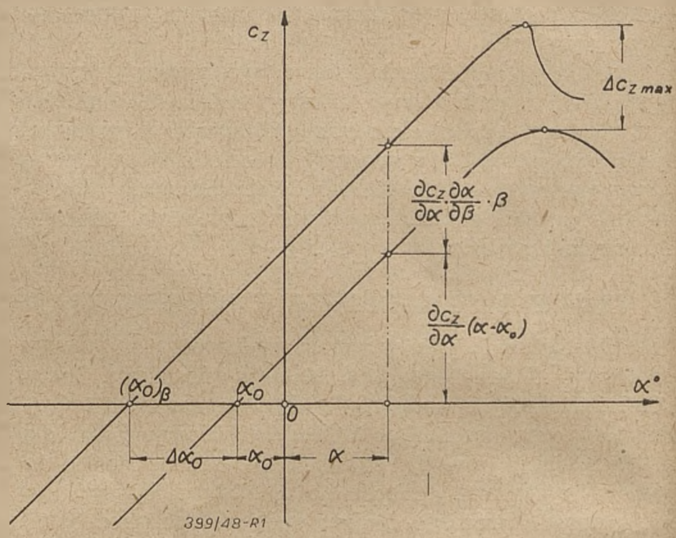
przy czym: S jest powierzchnią nośną,
q jest ciśnieniem dynamicznym,
l jest cięciwą profilu.

I. WPŁYW WYCHYLENIA KLAPY NA WSPÓŁCZYNNIK WYPORU.

Wielkość współczynnika wyporu profilu z wychyloną klapą, w liniowym zakresie jego zmienności z kątem natarcia α, możemy obliczyć — jak widać z rys. 1 — z zależności:

$$c_z = \frac{\partial c_z}{\partial \alpha}(\alpha - \alpha_0) + \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \cdot \beta = \frac{\partial c_z}{\partial \alpha}\left[(\alpha - \alpha_0) + \frac{\partial \alpha}{\partial \beta}\beta\right] \quad \ldots \ldots (1)$$

przy czym: α jest kątem natarcia profilu względem jego cięciwy,
α_0 jest kątem wyporu zerowego przy niewychylonej klapie,
β jest kątem wychylenia klapy.

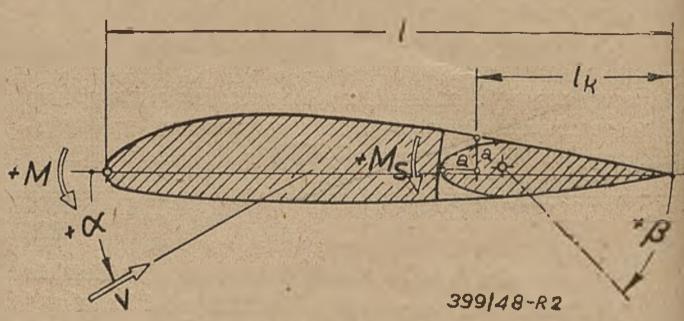


Rys. 1

Jak wykazało doświadczenie, wielkość współczynnika $\frac{\partial c_z}{\partial \alpha}$ nie zależy — praktycznie biorąc — od wielkości i kąta wychylenia klapy. Współczynnik ten jest stały dla danego profilu i wydłużenia, i można go odczytać z wykresu $c_z = f(\alpha)$, wykonanego dla profilu z klapą nie wychyloną.

Wielkość natomiast współczynnika $\frac{\partial \alpha}{\partial \beta}$ zależy zarówno — jak wykazały rozważania teoretyczne i badania doświadczalne — od wymiarów klapy, jak i od kąta wychylenia klapy.

Wygodnym określeniem wymiaru klapy jest stosunek l_k / l, to znaczy stosunek cięciwy klapy do cięciwy profilu, jak na rys. 2.



Rys. 2.

Glauert otrzymał na drodze teoretycznej, że:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \widehat{\beta}} = \frac{1}{\pi} (\pi - \varphi + \sin \varphi)$$

gdzie: $\sin \varphi = 2 \sqrt{\left(1 - \frac{l_k}{l}\right) \frac{l_k}{l}}$, zaś $\widehat{\beta}$ = kąt wychylenia klap w radianach.

Zazwyczaj jest $l_k / l < 0{,}5$; w tym zakresie wynik rozważań *Glauerta* można przedstawić prostszym wzorem przybliżonym:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \beta^0} = (1{,}2 - c\,|\beta^0|) \cdot \sqrt{\frac{l_k}{l}} \quad . \quad . \quad (2)$$

przyjmując, że stała c równa się zero.

Doświadczenie jednak uczy, że „skuteczność" klapy maleje ze wzrostem jej kąta wychylenia, to znaczy że w przybliżonej zależności (2) stała c musi być większa od zera, i że wzór *Glauerta* jest słuszny jedynie dla małych wychyleń klapy.

Co do wielkości stałej c, to wg (I) wynosi ona w przybliżeniu 0,018. Wydaje się jednak, że została ona ustalona błędnie, bo wstawiając tę wartość do zależności (2), otrzymuje się dla kąta wychylenia klapy: $\beta = \frac{1{,}2}{0{,}018} = 67^0$ wartość współczynnika $\partial\alpha/\partial\beta = 0$. Przeczy to jednak doświadczeniu, gdyż w okolicy takiego wychylenia klapy jej działanie, a więc i wyrażenie: $(\partial\alpha/\partial\beta) \cdot \beta$ osiąga swą największą wartość.

Biorąc to ostatnie pod uwagę można ustalić wartość stałej c, gdyż maksimum wyrażenia $(\partial\alpha/\partial\beta)\,\beta$ zachodzi jeśli:

$$2\,c\,\beta = 1{,}2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Przyjmując, że największe działanie klapy wystąpi w okolicy $\beta \approx 60^0$ otrzymujemy:

$$c \approx 0{,}01 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Wstawiając tę wartość do zależności (2) otrzymuje się:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \beta} \approx (1{,}2 - 0{,}01|\beta^0|)\sqrt{\frac{l_k}{l}} \quad . \quad . \quad (2a)$$

Z zależności (1) można obliczyć wielkość kąta $(\alpha_0)_\beta$, przy którym wychylając klapę o kąt β otrzyma się $c_z = 0$.

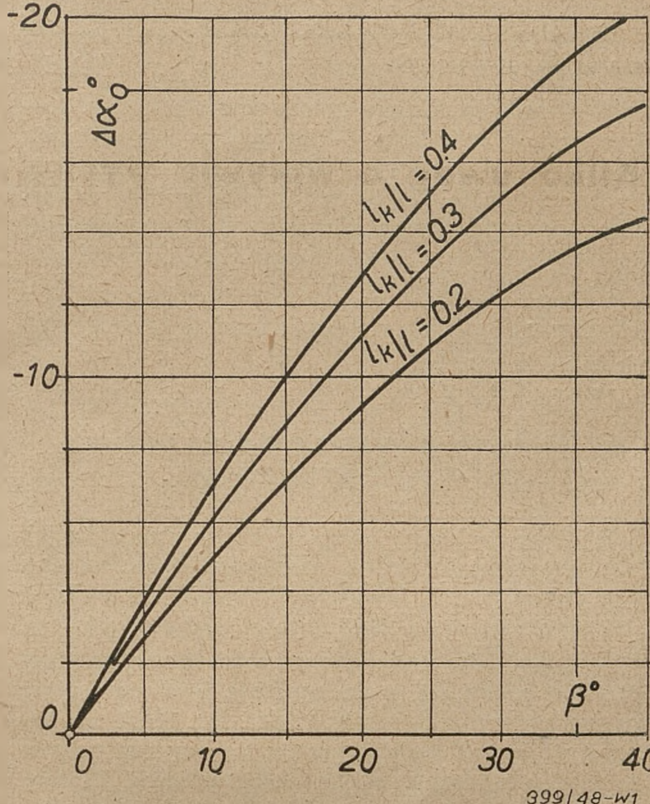
$$(\alpha_0)_\beta = \alpha_0 - \frac{\partial \alpha}{\partial \beta}\,\beta = \alpha_0 + \triangle\,\alpha_0 \quad . \quad . \quad (5)$$

przy czym:

$$\triangle\,\alpha_0 = -\frac{\partial \alpha}{\partial \beta}\,\beta = -\sqrt{\frac{l_k}{l}}\,\beta^0\,(1{,}2 - 0{,}01\,|\beta|^0) \quad . \quad . \quad (5a)$$

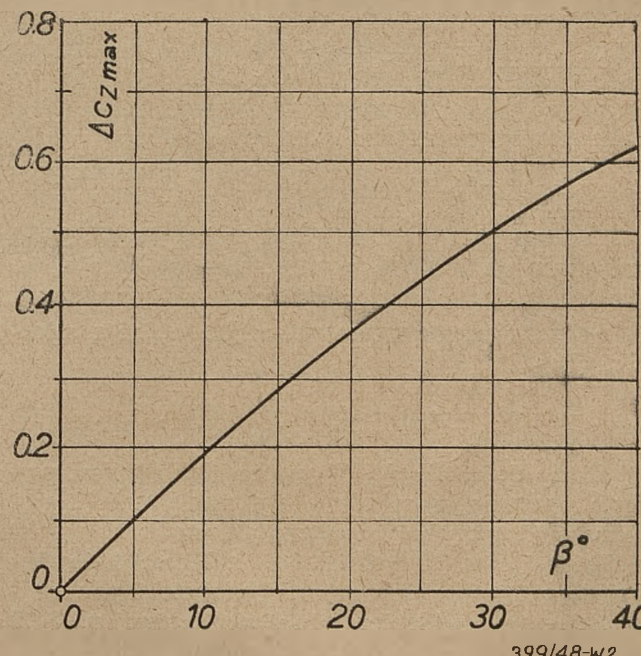
Ten przyrost podany został na wykresie 1.

Jeżeli idzie o przyrost największego współczynnika wyporu, wywołany wychyleniem klapy, to odpowiedź na to mogą dać jedynie pomiary laboratoryjne.



Wykres 1.

Według (I) — w zakresie najczęściej spotykanych wartości stosunku cięciw l_k/l — można przyjąć, że przyrost ten nie zależy od wymiarów klapy, a zależy jedynie od kąta jej wychylenia.



Wykres 2.

Mając na wykresie 2 wypośrodkowane na podstawie danych w (I) oraz (II) wartości $\triangle\,c_{z\,max} = f(\alpha)$, można ustalić największy współczynnik wyporu profilu z klapą wychyloną z zależności:

$$(c_{z\,max})_{\beta \neq 0} = (c_{z\,max})_{\beta = 0} + \triangle\,c_{z\,max} \quad (6)$$

Wykreślając przy pomocy wykresów 1 oraz 2 przybliżony przebieg zależności $(c_z)_{\beta \neq 0} = f(\alpha)$ dla profilu z wychyloną klapą, należy pamiętać o tym, że— jak wykazały pomiary — krytyczny kąt natarcia profilu zmienia się z wychyleniem klapy nieznacznie i to dla dodatnich kątów wychylenia (rys. 2) w kierunku ujemnych kątów natarcia, dla ujemnych zaś na odwrót. Poza tym w miarę powiększania kąta wychylenia klapy, przebieg krzywej $(c_z)_{\beta \neq 0} = f(\alpha)$ w okolicy $c_{z\,max}$ staje się coraz bardziej stromy, jak wykazano na rys. 1

II. WPŁYW WYCHYLENIA KLAPY NA WSPÓŁCZYNNIK OPORU.

Wychylenie klapy, które w swoim działaniu jak gdyby wysklepiało profil, powiększa opór, a więc i jego współczynnik. Wiążącą odpowiedź na wielkość tego przyrostu mogły dać również jedynie pomiary.

Ponieważ dla małych wychyleń klapy przyrost oporu jest niewielki, a na wielkość jego ma wpływ cały szereg czynników jak: liczba *Re*, gładkość powierzchni, kształt samego profilu itd., wyniki pomiarów różniły się często o kilkanaście procent. Dlatego też spotyka się w literaturze kilka różnych wzorów doświadczalnych, pozwalających na obliczenie wyżej wspomnianego przyrostu oporu.

Dobre wyniki daje wzór doświadczalny opracowany przez NACA, a poprawiony przez DVL, pozwalający obliczyć minimum oporu profilowego:

$$c_{p\,min} = 0{,}0056 + 0{,}023 \left(\frac{d}{l}\right) + 0{,}66 \left(\frac{f}{l}\right)^2 \qquad (7)$$

gdzie: d/l jest procentową grubością profilu,

f/l jest procentowym wygięciem szkieletu profilu.

Dla małych wychyleń klapy, to jest dla $\beta < 15^0$, można przyjąć, że klapa, powiększając wygięcie szkieletu profilu, powiększa jedynie jego opór profilowy.

Przyrost oporu wynosi więc, jak widać z zależności (7):

$$\triangle c_{xp} = 0{,}66\ [\triangle (f/l)]^2 \quad . \ . \ . \qquad (8)$$

Chcąc do zależności (8) wprowadzić zamiast wygięcia szkieletu, wymiary i kąt wychylenia klapy, można użyć np. znanej z systematyki profilu zależności (według (I) oraz (IV)) dotyczącej wielkości kąta wyporu zerowego profilu o średniej grubości i położeniu największego wysklepienia linii szkieletowej na 30% cięciwy:

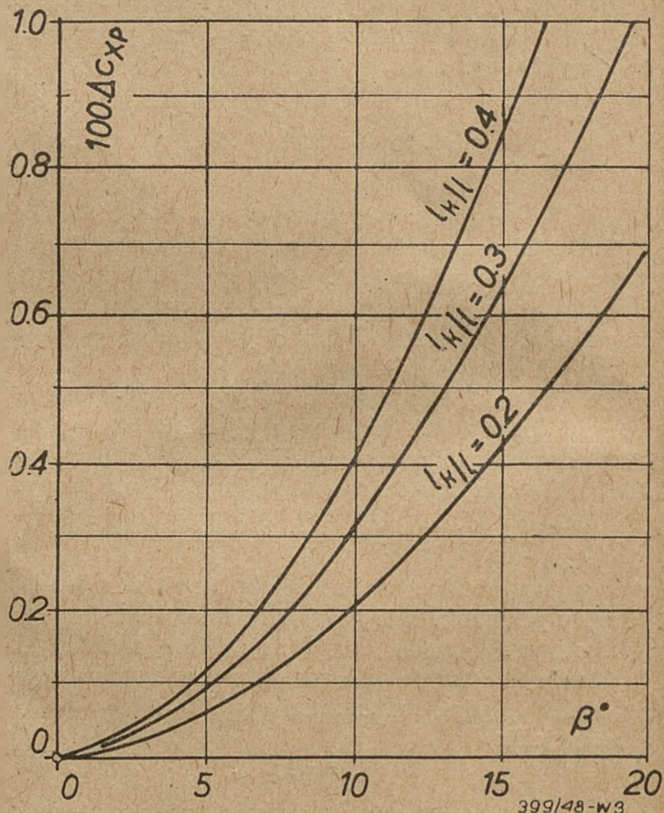
$$\alpha_0 \approx -88 \left(\frac{f}{l}\right) \quad . \ . \ . \qquad (9)$$

Przyrost kąta α_0 wywołany zwiększeniem wygięcia szkieletu wynosi:

$$\alpha_0 \approx -88 \triangle (f/l) \quad . \ . \ . \ . \ . \qquad (9a)$$

Porównując tę zależność ze wzorem (5a) i podstawiając do równania (8) otrzymuje się ostateczny wzór dla przyrostu współczynnika oporu dla wychyleń klapy mniejszych od 15^0:

$$100 \triangle c_{xp} \approx 0{,}00855 \left(\frac{l_k}{l}\right) [\beta^0 \cdot (1{,}2 - 0{,}01\,|\beta^0|)]^2 \quad . \ . \ . \qquad (10)$$



Wykres 3.

Mając zależność (10) przedstawioną na wykresie 3, można określić w przybliżeniu współczynnik oporu profilu z klapą wychyloną poniżej 15^0 z zależności:

$$(c_x)_{\beta \neq 0} \approx (c_x)_{\beta = 0} + \triangle c_{xp} \quad . \qquad (11)$$

Dla większych kątów wychylenia klapy ($\beta > 20^0$) istnieje dobry wzór doświadczalny (III), pozwalający określić współczynnik oporu profilu w postaci:

$$c_x = c_{xi} + \triangle c_x \quad . \ . \ . \ . \qquad (12)$$

przy czym: $c_{xi} = \frac{c_z^{\,2}}{\pi \lambda}$ jest oporem indukowanym

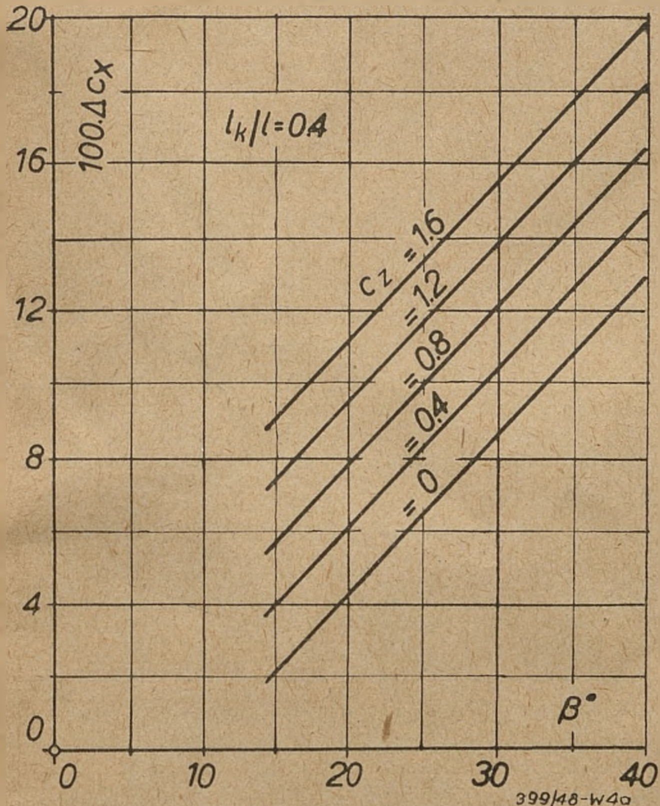
$$\triangle c_x = C_1 + C_2 \,|\, c_z \,|\, + C_3 \,|\, \beta^0 \,|$$

stałe zaś:

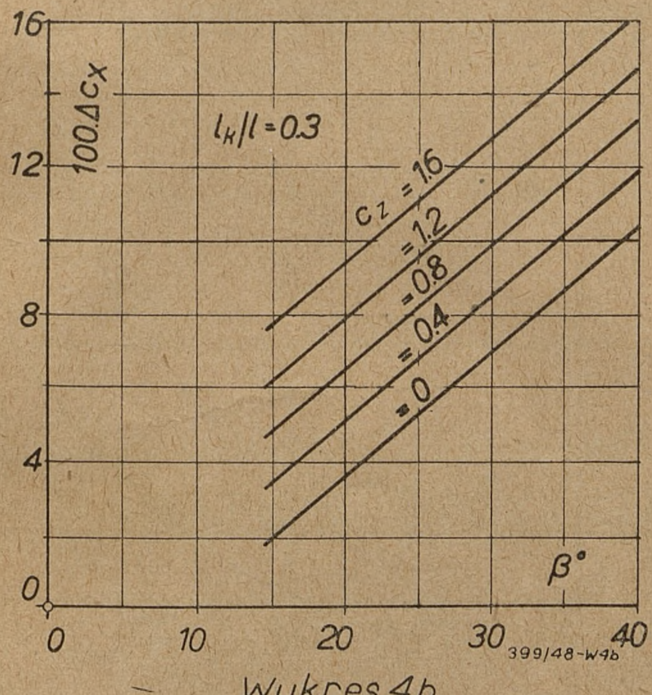
$$C_1 = -\left(0{,}005 + 0{,}1 \frac{l_k}{l}\right)$$

$$C_2 = 0{,}035 + 0{,}55 \left(\frac{l_k}{l} - 0{,}25 \right)^2$$

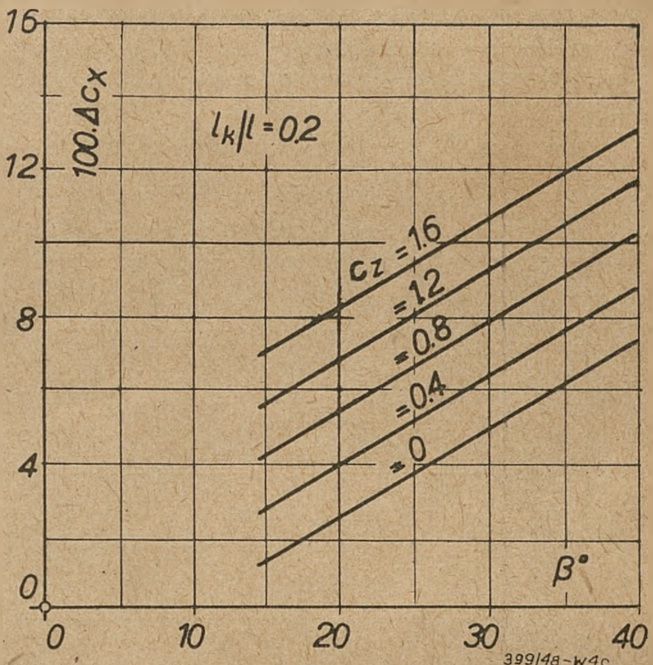
$$C_3 = 0{,}0005 + 0{,}0095 \frac{l_k}{l}$$



Wykres 4a.



Wykres 4b



Wykres 4c

Wykresy 4a, 4b oraz 4c przedstawiają zależność:

$$\triangle c_x = f\,(c_z\,,\,\beta)$$

dla stałego stosunku $l_k\,/l$.

Przy ich pomocy szybko można określić współczynnik oporu profilu z klapą wychyloną powyżej 20°.

III. WPŁYW WYCHYLENIA KLAPY NA WSPÓŁCZYNNIK MOMENTU PROFILU WZGLĘDEM KRAWĘDZI NATARCIA.

Wielkość współczynnika momentu profilu z wychyloną klapą (rys. 2) można obliczyć z zależności:

$$c_m = \frac{\partial c_m}{\partial c_z} c_z + \frac{\partial c_m}{\partial \beta} \beta + c_{mo} \quad . \; . \quad (13)$$

gdzie c_{mo} jest współczynnikiem momentu zerowego profilu z nie wychyloną klapą.

Wartość współczynnika $\frac{\partial c_m}{\partial c_z}$ można odczytać z wykresu zależności $c_z = f\,(c_m)$, wykonanej dla profilu z klapą nie wychyloną, albo obliczyć w przybliżeniu ze znanej z systematyki profili zależność:

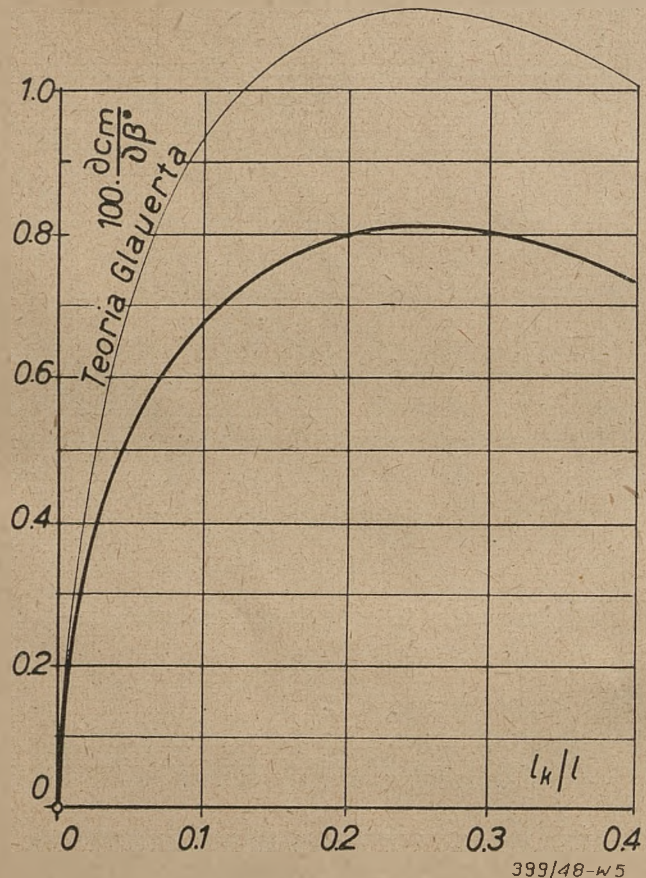
$$\frac{\partial c_m}{\partial c_z} \approx 0{,}25 - 0{,}20 \left(\frac{l}{d} \right) \quad . \qquad (14)$$

Trudniej jest ustalić wielkość współczynnika $\frac{\partial c_m}{\partial \beta}$.

Z rozważań teoretycznych otrzymał *Glauert* zależność:

$$\frac{\partial c_m}{\partial c_z} = 2 \sqrt{\frac{l_k}{l}} \sqrt{\left(1 - \frac{l_k}{l}\right)^3} \quad . \qquad (15)$$

Pomiary laboratoryjne dają jednak wartości niższe od obliczonych z zależności (15). Według (III) wystarczy wprowadzić do tej zależności współczynnik korygujący, równy w przybliżeniu 0,72, by otrzymać wartości nadające się do użytku konstruktorów.



Wykres 5.

Na wykresie 5 pokazana jest zależność $\frac{\partial c_m}{\partial \beta^0} = f\left(\frac{l_k}{l}\right)$; górna krzywa odpowiada teorii *Glauerta*, dolna uwzględnia wspomnianą poprawkę. Kąt β podany jest w stopniach.

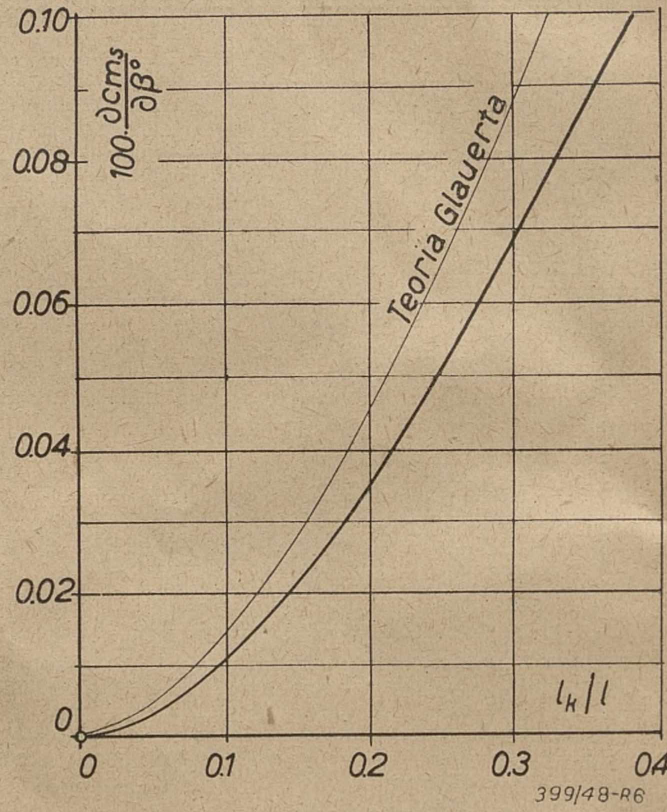
Różnicę pomiędzy wynikiem rozważań teoretycznych a doświadczeniem można, przynajmniej częściowo, wyjaśnić tym, że w rozważaniach *Glauerta* nie wzięto pod uwagę szczeliny pomiędzy klapą a profilem, która ma znaczny wpływ na wartości omawianych współczynników, a poza tym, że pomiary współczynników były przeprowadzane przy różnych obrysach skrzydeł i różnych ich wydłużeniach.

IV. WPŁYW WYCHYLENIA KLAPY NA WIELKOŚĆ JEJ MOMENTU ZAWIASOWEGO.

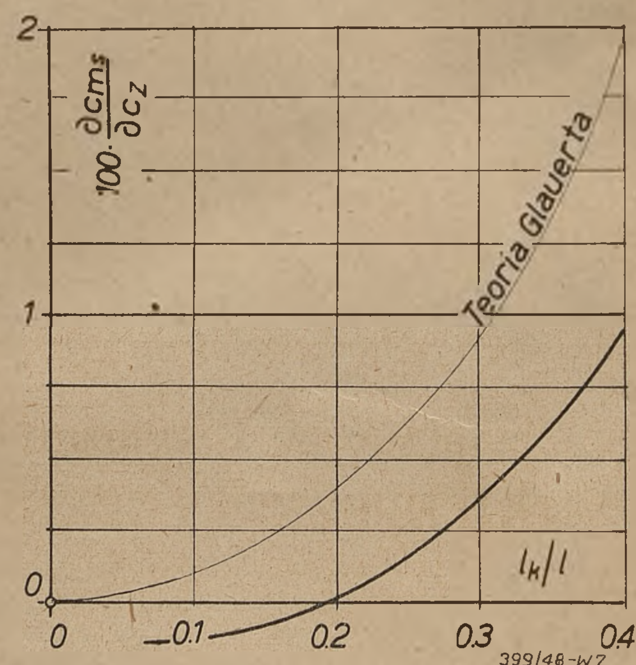
Podobnie jak poprzednio można obliczyć współczynnik momentu zawiasowego klapy z zależności:

$$c_{ms} = \frac{\partial c_{ms}}{\partial c_z} c_z + \frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta} \beta \quad . \quad . \quad (16)$$

Wartość współczynników $\frac{\partial c_{ms}}{\partial c_z}$ oraz $\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta}$ obliczył na drodze teoretycznej *Glauert* i są one naniesione na wykresie 6 oraz 7.



Wykres 6.



Wykres 7.

Pomiary jednak dają tu również wartości mniejsze od teoretycznych tak, że celem otrzymania krzywych nadających się do użytku konstruktorów, należy wprowadzić do zależności *Glauerta* doświadczalne współczynniki korygujące, o wielkości:

$$\left(\frac{\partial c_{ms}}{\partial c_z}\right)_{rzecz.} \approx 0,6 \left(\frac{\partial c_{ms}}{\partial c_z}\right)_{teor.} - 0,0025$$

$$\left(\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta}\right)_{rzecz.} \approx 0,8 \left(\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta}\right)_{teor.}$$

tak, jak to widać na wykresach 6 oraz 7 przytoczonych z (III)

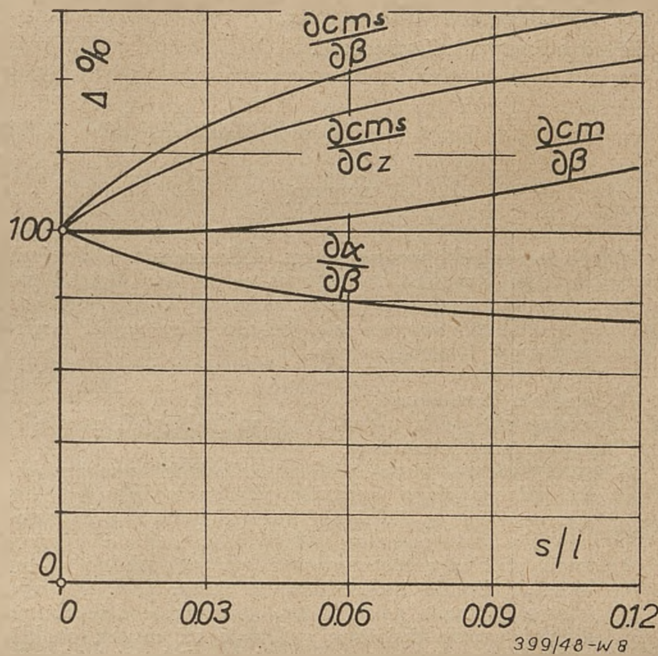
Przy pomocy wyżej podanych zależności i wykresów można z dostateczną dla konstruktora dokładnością obliczyć wielkość momentu zawiasowego klapy nie wyważonej aerodynamicznie.

Wykresy te nie nadają się jednak do obliczeń stateczności płatowca przy wolno puszczonym sterze, zwłaszcza przy małym stosunku cięciw l_k/l, bo mający na nią duży wpływ współczynnik $\frac{\partial c_{ms}}{\partial c_z}$ nie bardzo podporządkowuje się teorii, zmieniając nawet czasem — jak wykazały pomiary — znak.

V. WPŁYW SZCZELINY POMIĘDZY KLAPĄ I SKRZYDŁEM NA WŁASNOŚCI PROFILU.

Omówione przez nas wyniki rozważań *Glauerta*, jak i przytaczane wyniki pomiarów, dotyczyły klap bez szczeliny, ewentualnie z bardzo małą szczeliną pomiędzy klapą i skrzydłem.

W ostatnich latach opracowano teoretycznie wpływ szczeliny na wielkość używanych przez nas powyżej współczynników. Wpływ ten obliczony przy pomocy teorii *Söhngera*, przedstawia nam wykres 8, (wzięty z III) ważny dla $\frac{l_k}{l} = 0,22$, z tym że za 100% współczynnika przyjęto wartość otrzymaną dla profilu bez szczeliny ze wzorów *Glauerta*, a jako zmienną niezależną przyjęto procentową szerokość szczeliny *s/l*, przy czym *s* jest szerokością szczeliny.



Wykres 8.

LITERATURA:

I. Dr. Ing. H. Miller
„Einfluss des Profiles auf die Eigenschaften der Polare".
II. Dr. Ing. W. Pleines
„Die Mittel zur Vergrösserung von Höchstauftrieb und Gleitwinkel".
III. Dr. R. Göthert
„Höhenleitwerksmessungen".
IV. Dr. Ing. J. Kleinwachter
„Fluglehre" tom I.

Rękopis wpłynął w maju 1948 r.

SOME NOTES ON THE EFFECT OF FLAP DEFLECTION ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN AEROFOIL SECTION.

A number of formulae and diagrams are discussed which permit quick computation of the following aerodynamic coefficients of aerofoil section with flaps:
a) angle of zero lift line,
b) increase of the maximum lift coefficient,
c) increase of drag coefficient,
d) change in pitching moment coefficient of aerofoil section,
e) hinge moment coefficient of flap.

Czytelnikom i sympatykom naszego pisma

NAJLEPSZE ŻYCZENIA NOWOROCZNE

składa

REDAKCJA

Inż. STANISŁAW WÓJCICKI.
Główny Instytut Lotnictwa.

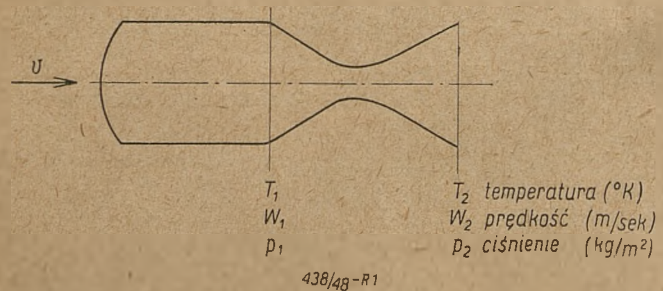
Zagadnienia napędu rakietowego.

WSTĘP.

Silnik rakietowy jest historycznie pierwszym silnikiem cieplnym o spalaniu wewnętrznym. Kilkakrotnie w dziejach próbowano go stosować do różnych celów, lecz był on zawsze wypierany przez urządzenia innego typu; do początków obecnego stulecia utrzymał się jedynie jako napęd pocisków świetlnych i ratunkowych.

Jego wybitne zalety jak:
1. prostota konstrukcji,
2. prawie całkowita niezależność zachodzących w silniku przemian od atmosfery,
3. prosty rozruch umożliwiający natychmiastowe uzyskanie pełnego ciągu spowodowały, że mniej więcej od pierwszej wojny światowej zaczęto poważnie interesować się zastosowaniem rakiet jako napędu; opracowano podstawy teoretyczne i przeprowadzono szereg badań. Wyniki tych badań, trzymane początkowo w tajemnicy, zostały częściowo ujawnione dopiero po drugiej wojnie światowej, głównie na skutek opublikowania doświadczeń niemieckich. Celem niniejszego artykułu jest zebranie i przedstawienie w możliwie zwięzłej formie najważniejszych zagadnień występujących przy napędzie rakietowym.

WIELKOŚCI CHARAKTERYSTYCZNE.



Rys. 1. Parametry stanu w charakterystycznych przekrojach silnika.

Ciąg silnika rakietowego (przyjmując ciśnienie na wylocie dyszy równe ciśnieniu zewnętrznemu) wynosi:

$$T = \frac{G}{g} w_2 \left[kG \right] \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

gdzie G — wydatek [kg/sek]

g — przyśpieszenie ziemskie [m/sek].

Prędkość wypływu w założeniu, że przebiega on izentropowo przy $w_1 = 0$ ma wartość:

$$w_2 = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{[m/sek]}$$

k — wykładnik adiabaty

R — stała gazowa.

Przekształcając to równanie przez podstawienie

$\frac{p_1}{p_2} = \gamma$ — rozpręż

$R = \frac{B}{\mu}$ — stosunek stałej gazowej bezwzględnej i ciężaru cząsteczkowego czynnika,

otrzymamy:

$$w_2 = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} \cdot B \cdot \frac{T_1}{\mu} \left[1 - \left(\frac{1}{\gamma} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{[m/sek]} \quad \ldots \quad (2)$$

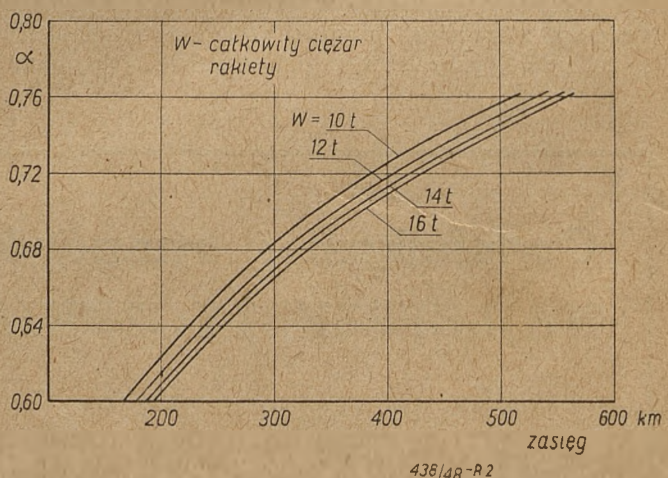
Gdy podstawimy równanie to do wzoru (1) i przyjmiemy wydatek $G = 1$ kg/sek, znajdziemy wartość, tzw. *ciągu właściwego*

$$I = \frac{T}{G} = \sqrt{\frac{2B}{g} \frac{k}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{T_1}{\mu} \left[1 - \left(\frac{1}{\gamma} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{[kG/kg]} \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Stosunek ciężaru czynnika napędzającego N do ciężaru całego urządzenia S, które ma napędzać silnik rakietowy, nazywamy *współczynnikiem użyteczności* α.

$$\alpha = \frac{N}{S} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (4)$$

Współczynnik ten ma decydujący wpływ (szczególnie w bezskrzydłowych pociskach rakietowych) na zasięg rakiet. Wpływ powyższy dla rakiety typu V2, pędzonej tlenem i spirytusem, uwidocznia wykres przedstawiony na rys. 2.



Rys. 2. Wpływ α na zasięg w rakiecie typu V2

Iloczyn ciągu właściwego i współczynnika użyteczności daje *ciąg właściwy względny*

$$I_w = I \cdot \alpha \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

Jest to wielkość porównawcza, na podstawie której można w pewnym stopniu określić wartość silnika rakietowego. Doskonałość silnika rakietowego zwiększa się ze wzrostem ciągu właściwego względnego.

SPRAWNOŚĆ.

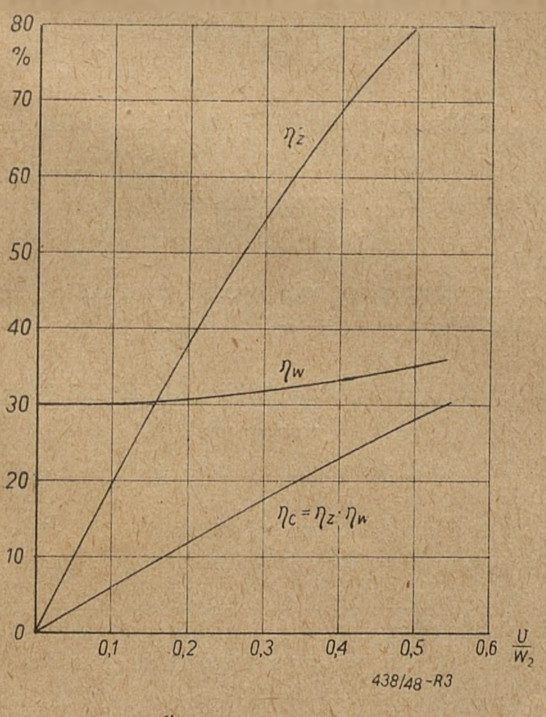
Zamiana energii zawartej w paliwie na energię kinetyczną urządzenia napędzanego przez silnik połączona jest oczywiście ze stratami, które dzielimy na straty wewnętrzne i straty odrzutu, czyli zewnętrzne. Gdy silnik porusza się z prędkością v, to *sprawność wewnętrzna* wyraża się stosunkiem całkowitej energii kinetycznej strumienia, przypadającej na jednostkę wypływającego czynnika, do pełnej energii zawartej w jednostce masy tego czynnika.

$$\eta_w = \frac{\frac{w_2^2 + v^2}{2g}}{\frac{H}{A} + \frac{v^2}{2g}} = \frac{w_2^2 + v^2}{2g\frac{H}{A} + v^2} \quad \ldots \ldots \quad (6)$$

H — [Kal/kg] jest tu wartością opałową odniesioną do 1 kg mieszaniny paliwa i utleniacza,

A — mechaniczny równoważnik ciepła.

Sprawnością zewnętrzną nazywamy iloraz jednostkowej pracy ciągu przez całkowitą energię kinetyczną przypadającą na jednostkę masy wypływającego strumienia



Rys. 3. Wpływ $\frac{v}{w_2}$ na sprawność silnika rakietowego.

$$\eta_z = \frac{I \cdot v}{\frac{v^2}{2g} + \frac{w_2^2}{2g}} = \frac{2\frac{v}{w_2}}{1 + \left(\frac{v}{w_2}\right)^2} \quad \ldots \ldots \quad (7)$$

Jak wynika z tych równań, decydujący wpływ na sprawność zewnętrzną, a pewien na wewnętrzną, posiada stosunek $\frac{v}{w_2}$. Zależność tę ilustruje wykres przedstawiony na rys. 3.

PALIWA.

Zagadnienie doboru paliwa jest problemem, który posiada zasadniczy wpływ na rozwój silników rakietowych. Z równania na ciąg właściwy wynika, że jest on w głównej mierze zależny od pierwiastka kwadratowego z ilorazu temperatury spalania i ciężaru cząsteczkowego czynnika napędzającego. Dobre więc paliwo musi dawać wysoką temperaturę spalania (wartość opałowa powinna być duża, ciepło właściwe spalin możliwie niskie), oraz musi mieć mały ciężar cząsteczkowy

Ze względu na równomierność spalania powinno poza tym być ono zmieszane lub łatwo dawać się mieszać z utleniaczem. Dla celów porównawczych wprowadzono pojęcie *teoretycznej prędkości wypływu*, którą można uzyskać z danego paliwa, to jest prędkości jaką by uzyskano, gdyby cała energia cieplna wytworzona podczas spalania została zamieniona na energię kinetyczną strumienia spalin. Prędkość ta jest równa

$$w_t = \sqrt{2g\frac{H}{A}} \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

Z powyższym wiąże się pojęcie *teoretycznego ciągu właściwego*, przy czym

$$I_t = \frac{w_t}{g} \quad \ldots \ldots \quad (9)$$

PALIWA STAŁE.

Pierwszym paliwem zastosowanym do napędu silników rakietowych był proch strzelniczy zazwyczaj składający się 75% KNO_3, 15% C i 10% S.

Spalanie zachodzi tu wg reakcji.

$$2\,KNO_3 + S + 3\,C =$$
$$K_2S + 3\,CO_3 + N_2 + 700\ \text{Kal/kg}$$

Temperatura w komorze spalania wynosi ok. 2.400° K. Prędkość teoretyczna w_t = 2.480 m/sek, zaś ciąg teoretyczny I_t = 250 kG/kg. W obecnej chwili proch ten został wyparty przez nowe gatunki prochów bezdymnych jak kordyt.

Główną zaletą rakiet prochowych jest prostota konstrukcji, dlatego stosuje się je dotąd przy napędzie pocisków oraz czasem jako rakiety startowe. Poważną ich wadą jest konieczność użycia komory spa-

lania jako zbiornika paliwa, co w związku z grubymi ściankami (wysokie ciśnienie) bardzo powiększa jej ciężar, a tym samym zmniejsza współczynnik użyteczności α.

Inne paliwa stałe jak magnez, glin, węgiel, krzem czy sód mogą być używane w stanie rozpylonym jako dodatek do paliwa płynnego. Często też dodaje się tam metali ciężkich, np. ołowiu albo żelaza. Ma to na celu zwiększenie masy strumienia wypływającego przy jednoczesnym zmniejszeniu prędkości wypływu.

Ciąg pozostaje ten sam, lecz sprawność silnika rośnie z powodu zachowania szybkości unoszenia v, a zatem wzrostu stosunku $\frac{v}{w_2}$

PALIWA PŁYNNE.

Paliw gazowych w praktyce nie stosuje się, gdyż wymagałyby one stosowania grubościennych, odpornych na wysokie ciśnienia zbiorników. Dla uniknięcia tej wady należy gazy skraplać. Wiąże się z tym jednak poważny problem ich przechowywania.

PALIWA JEDNOSKŁADNIKOWE.

Idealnym paliwem z punktu widzenia prostoty dostarczania do komory spalania byłoby takie paliwo płynne, w skład którego wchodziłby utleniacz. Na pierwszy rzut oka takim paliwem jest nitrogliceryna $C_3H_5(ONO_3)_3$, dająca poza tym dużą teoretyczną prędkość i ciąg.

Mianowicie: $w_t = 3880$ m/sek

$I_t = 395$ kG/kg

Niebezpieczeństwo wybuchu niweczy niestety te jej strony dodatnie.

Paliwem odpowiadającym warunkowi jednoskładnikowości jest 80% perhydrol, który przy współdziałaniu nadmanganianu wapnia, spełniającego funkcję katalizatora (roztwór $Ca(MnO_4)_2$ na litr wody) daje reakcję silnie egzotermiczną rozkładając się na parę wodną i tlen.

$$H_2O_2 \longrightarrow H_2O + \tfrac{1}{2}O_2 + 51600 \text{ Kal/mol}$$

Temperatura reakcji wynosi tu 487°K.

Teoretyczna prędkość wypływu, jaką można osiągnąć przy pomocy perhydrolu, ma wartość $w_t = 1014$ m/sek, teoretczny ciąg $I_t = 116$ kG/kg. Paliwo to zostało zastosowane w rakietach przez firmę Walter-Kiel i nosiło nazwę „T — Stoff".

Doskonałe paliwo jednoskładnikowe dałoby użycie reakcji $2H \longrightarrow H_2$, polegającej na łączeniu się zatomizowanego przy pomocy aparatury elektrycznej wodoru. Rozkład ten powinien następować przed wejściem do „komory spalania". Wadą tego rodzaju „paliwa" jest właśnie konieczność użycia ciężkiej i skomplikowanej aparatury rozkładającej. Prędkość teoretyczna jaką możnaby uzyskać tym sposobem wynosi $w_t = 2100$ m/sek, co daje teoretyczny ciąg równy $I_t = 214$ kG/kg

PALIWA SAMOZAPALAJĄCE.

Perhydrol może być również użyty jako utleniacz dla innych paliw. Jego główną zaletą w tym wypadku jest to, że spalanie następuje samoczynnie w chwili zetknięcia się z paliwem.

Do tego rodzaju reakcji najlepiej nadaje się hydrazyna i alkohol metylowy.

Reakcja z hydrazyną:

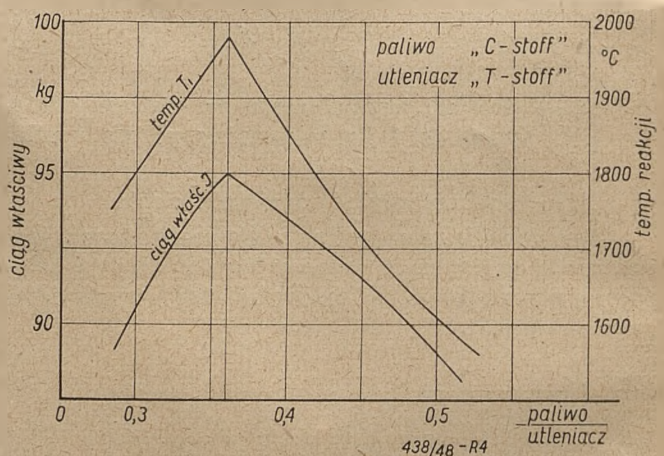
$$N_2H_4 . H_2O + 2H_2O_2 \longrightarrow$$
$$N_2 + 5H_2O + 4{,}12 . 10^5 \text{ Kal/mol}$$

z alkoholem zaś:

$$CH_3OH + 3H_2O_2 \longrightarrow$$
$$CO_2 + 5H_2O + 5{,}33\ 10^5 \text{ Kal/mol}$$

Mieszanina o składzie 30% $N_2H_4 . H_2O$ 57% CH_3OH i 13% H_2O nosiła nazwę „C — Stoffu" i wraz z „T — Stoffem" używana była do napędu niemieckich rakiet lotniczych.

Ciąg właściwy i temp. reakcji zależy tu od stosunku między reagującymi czynnikami, co ilustruje wykres (rys. 4),



Rys. 4. Wpływ stosunku „C-Stoffu" i „T-Stoffu" na temperaturę i ciąg właściwy.

z którego wynika, że maksimum ciągu i temperatury osiąga się przy stosunku paliwa do utleniacza równym 0,36.

Temperatura reakcji wynosi wtedy $T = 1980$°K, ciąg właściwy zaś $I_t = 210$ kG/kg.

PALIWA WSPÓŁPRACUJĄCE Z CIEKŁYM TLENEM.

Wiele prób poświęcono kombinacji tlen — benzyna.

Mimo dużego ciągu właściwego, jaki to paliwo daje ($I_t = 455$ kG/kg), zastosowanie go związane jest z dużymi trudnościami ze względu na niebezpieczeństwo eksplozji.

Pewniejszym pod tym względem okazał się alkohol etylowy. Zachodzi tu reakcja:

$$C_2H_5OH + 3O_2 \longrightarrow 2CO_2 + 3H_2O + 7110 \text{ Kal/kg}$$

Teorytyczna prędkość wpływu wynosi $w_t = 4180$ m/sek, teoretyczny ciąg $I_t = 426$ kG/kg.

Z punktu widzenia wartości charakterystycznych dla paliwa świetne wyniki daje wodór ($w_t = 5200$ m/sek. $I_t = 536$ kG/kg).

Ze względu jednak na duże trudności związane z utrzymaniem wodoru w stanie ciekłym zaliczyć go można do paliw, które będą stosowane dopiero na dalszym szczeblu rozwoju silników rakietowych.

W rzędzie tego typu „paliw przyszłości" (z którymi jednak czynione są próby już obecnie) postawić możemy kombinacje: ciekły ozon — olej gazowy oraz ciekły ozon — ciekły wodór. Użycie tego ostatniego paliwa dałoby teoretyczną prędkość $w_t = 11760$ m/sek.

PALIWO ATOMOWE.

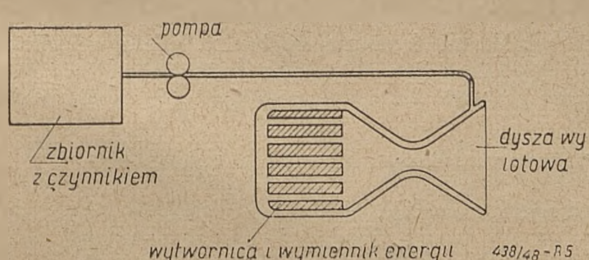
Dalszym stopniem rozwoju silników rakietowych będzie rozpatrywane już teraz, na razie z punktu widzenia akademickiego, użycie energii atomowej do napędu rakiet.

Zasadniczymi cechami paliwa „atomowego" są:
1) koszt i niebezpieczeństwo w eksploatacji,
2) koncentracja olbrzymiej energii w małych masach (jeden kg „paliwa" wywiązuje 23 biliony kalorii).

Energia ta daje praktycznie nieograniczony zasięg każdemu pojazdowi.

Poza tym należy zwrócić uwagę, że przy użyciu energii atomowej sprawność nie będzie odgrywać praktycznie żadnej roli.

Schemat działania silnika rakietowego napędzanego energią atomową przedstawia rys 5.



Rys. 5. Schemat silnika rakietowego napędzanego energią atomową.

Energia cieplna wywiązana w wytwornicy kosztem energii atomowej i przekazana drogą konwekcji czynnikowi pracującemu zamienia się z kolei w dyszy na energię kinetyczną wypływającego strumienia.

Zysk jakie daje nam w rakiecie ten rodzaj energii polega głównie na możliwości zastosowania czynnika o bardzo małym μ. Pamiętamy, że ciąg właściwy zależy od $\sqrt{\frac{T}{\mu}}$. Wysoką temperaturę możemy wprawdzie uzyskać na drodze reakcji chemicznej, ale ciężar cząsteczkowy czynnika wypływającego będzie w tym wypadku duży.

Np. reakcja $H_2 + \frac{1}{2} O_2 \longrightarrow H_2O$ daje ciężar cząsteczkowy 18. Przy stosowaniu energii atomowej oraz wodoru jako czynnika pracującego nawet przy tej samej temp. w komorze spalania uzyskamy trzy razy większy ciąg.

$$\left(\mu_{H_2} = 2; \quad \sqrt{\frac{18}{2}} = 3\right)$$

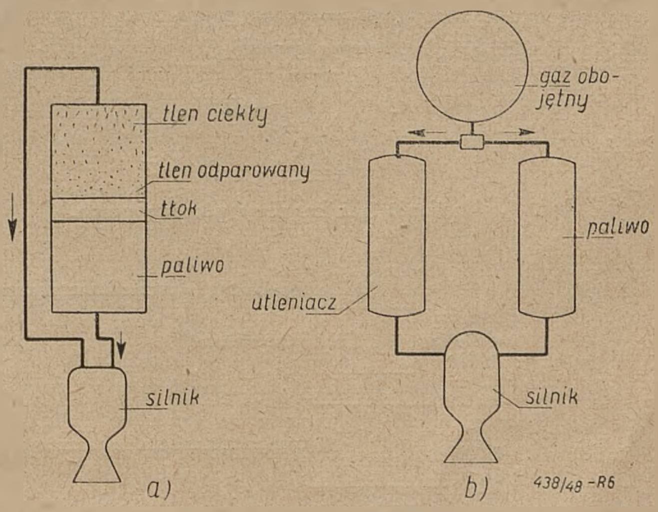
Głównymi trudnościami jakie należy przezwyciężyć przy realizacji zastosowania energii atomowej do napędu rakiet są:
1) wysokie temperatury,
2) skonstruowanie odpowiedniego wymiennika ciepła,
3) zabezpieczenie się przed radioaktywnymi produktami rozpadu uranu.

Należy zwrócić uwagę, że osłony zabezpieczające przed promieniowaniem ciał radioaktywnych są poważnym balastem zwiększającym wielokrotnie ciężar całego urządzenia.

To też w obecnym stanie ciężar lotniczego silnika atomowego teoretycznie nie mógłby być mniejszy niż 50 ton.

ZASILANIE KOMORY SPALANIA PALIWEM.

Użycie paliwa płynnego w silnikach rakietowych wymaga stosowania urządzeń zasilających. Komplikuje to oczywiście zagadnienie i zmniejsza współczynnik użyteczności α.



Rys. 6. Metody zasilania silnika rakietowego.

Rysunek 6 przedstawia schematycznie najprostsze metody zasilania. Na rys. 6a. widzimy zbiornik, w którym, przedzielone tłokiem, znajdują się ciekły tlen i paliwo. Parujący tlen wytwarza ciśnienie, które „przepycha" oba ciekłe czynniki do komory spalania silnika.

Wadą tego urządzenia jest trudność uzyskania takiej szczelności tłoka, aby zabezpieczyć tlen i paliwo przed zetknięciem się w zbiorniku, co grozi wybuchem.

Na rys. 6b. oba czynniki: utleniacz i paliwo znajdują się w osobnych zbiornikach. Do komory spalania doprowadza je ciśnienie obojętnego gazu umieszczonego w trzecim zbiorniku (powietrze, azot).

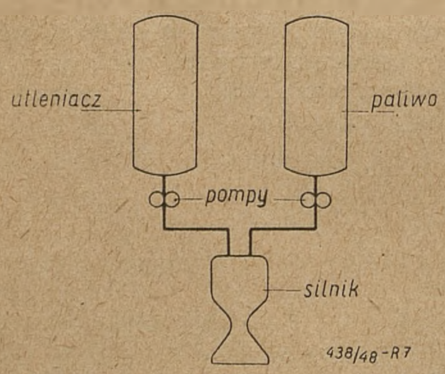
Zbiornik ten ze względu na panujące w nim wysokie ciśnienie musi być grubościenny, co zwiększa ciężar całego urządzenia.

Istniały propozycje zasilania komory spalania silnika przez wykorzystanie ciśnienia dynamicznego, oraz przyśpieszenia samej rakiety. Wadą pierwszego systemu jest uzależnienie „ciśnienia ładowania" od atmosfery, co rugowałoby właśnie jedną z najpoważniejszych zalet silnika rakietowego. Drugi system wymaga długich zbiorników dla uzyskania odpowiedniego ciśnienia.

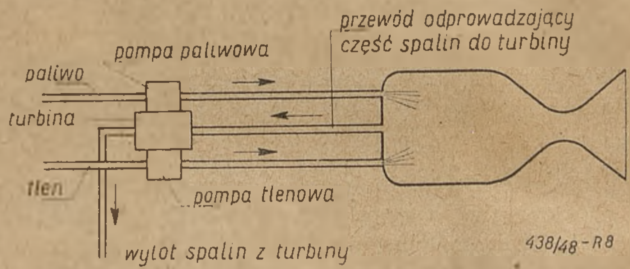
Przy dużych wydatkach czynnika pracującego powyższe metody stają się niewystarczające i paliwo oraz utleniacz muszą być dostarczone przy pomocy pomp (rys. 7).

Pompy są najczęściej poruszane turbiną, która z kolei może być napędzana w trojaki sposób.

1. Przy pomocy gazów spalinowych (rys. 8), specjalnie w tym celu odprowadzonych z komory spalania.



Rys. 7. Zasilanie silnika przy pomocy pomp.

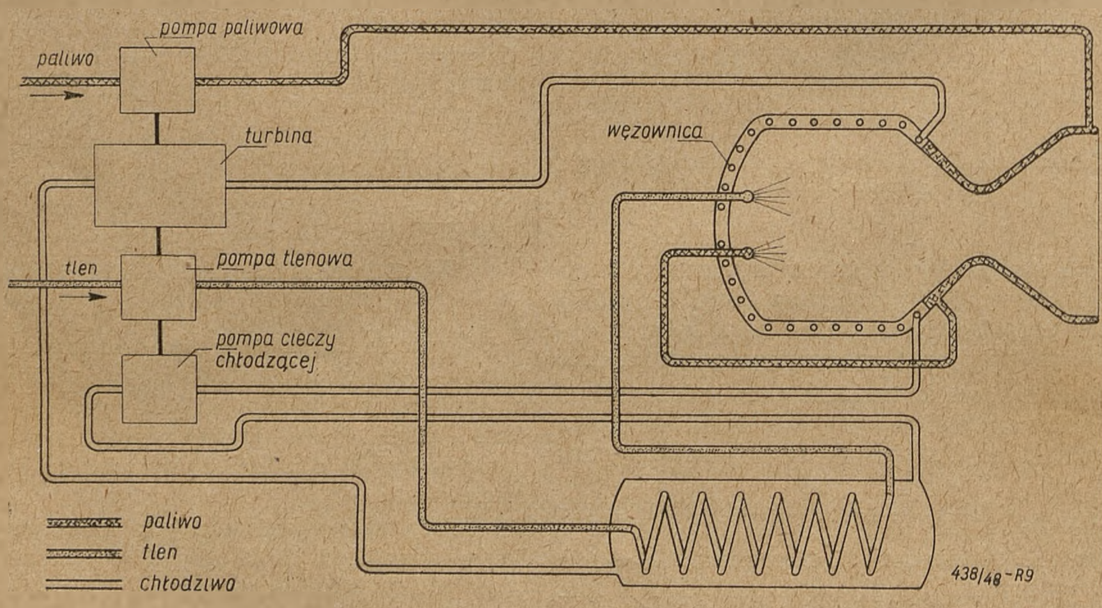


Rys. 8. Napęd turbiny zasilającej przy pomocy spalin.

Jest to sposób nie wymagający żadnych dodatkowych urządzeń specjalnych, prócz jednego przewodu, turbina jednak musi być przystosowana do pracy w wysokich temperaturach jakie panują w komorze spalania. Można wprawdzie odprowadzić spaliny z jakiegoś punktu na dyszy, w którym panuje niższe temperatura, jednak wtedy zwiększy się zużycie czynnika. Moc pomp zasilających wynosi ok. 1% mocy całego silnika, co po uwzględnieniu sprawności turbozespołu czyni dość poważną stratę.

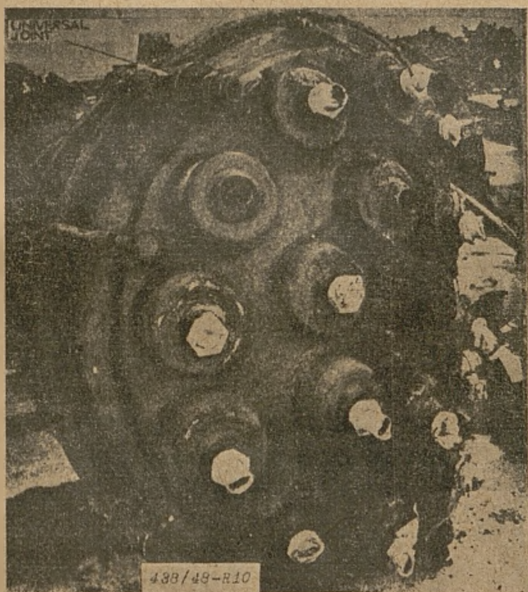
2. Przy pomocy specjalnie do tego celu przystosowanego czynnika, o odpowiedniej temperaturze i ciśnieniu, doprowadzonego z osobnych zbiorników. Sposób ten okazał się ekonomiczniejszy od poprzedniego i został zastosowany w niemieckiej rakiecie A4 (V2) znanej z ostatniej wojny.

3. Przy pomocy czynnika chłodzącego silnik rakietowy. Czynnikiem tym w zależności od stadium rozwoju silnika może być woda lub rtęć (rys. 9). Z turbiny czynnik przechodzi do chłodnicy, gdzie oddaje swe ciepło przepływającemu tam ciekłemu tlenowi. Po skropleniu przepływa on między ściankami komory spalania, gdzie odparowuje i w tym stanie wraca do turbiny.



Rys. 9. Napęd turbiny zasilającej przy pomocy czynnika chłodzącego.

Szybkie opróżnianie zbiorników z tlenu i paliwa grozi ich zniszczeniem w związku z wytwarzającym się tam podciśnieniem. W zbiornikach z ciekłym tlenem zjawisku temu zapobiega w dostateczny na ogół sposób parowanie tlenu, gorzej jest ze zbiornikami paliwowymi. W tym wypadku należy albo zapełniać je gazem obojętnym doprowadzonym ze specjalnych butli, albo połączyć przewodem z czołem rakiety i wykorzystać do tego celu dynamicznie sprężone powietrze. Opróżnianie zbiorników z czynnika napędzającego wywołuje przesuwanie środka ciężkości całej rakiety co utrudnia zachowanie jej równowagi w locie.



Rys. 10. Zewnętrzny wygląd komory spalania silnika rakietowego V2.

PROCESY ZACHODZĄCE W SILNIKU I ICH WPŁYW NA KONSTRUKCJĘ RAKIETY.

Silnik rakietowy ma na celu zamianę chemicznej energii czynnika napędzającego na energię kinetyczną gazów wylotowych. Do tego celu służą jego dwie części: komora spalania i dysza.

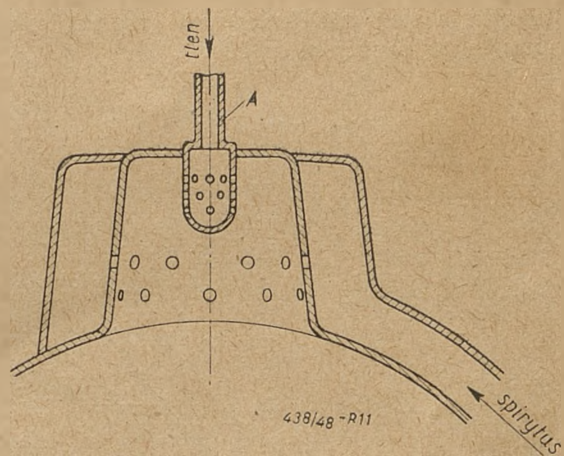
Dla zabezpieczenia się przed wybuchem w silniku ilość doprowadzonego paliwa i tlenu musi być mniejsza lub co najwyżej równa wydatkowi, który zapewnia spokojne spalanie.

Ma to olbrzymie znaczenie szczególnie przy paliwach łatwo eksplodujących, jak na przykład mieszanka tlenu i benzyny.

W celu ułatwienia spalania i uczynienia go bardziej równomiernym paliwo i utleniacz powinny być należycie zmieszane.

Ciekawe rozwiązanie mieszania ciekłego tlenu i spirytusu przedstawia fotografia na rys. 10 obrazująca zewnętrzną stronę komory spalania niemieckiego silnika rakietowego A4 (V2).

Komora ta zaopatrzona jest w szereg mieszalników pokazanych schematycznie w przekroju na rys. 11.



Rys. 11. Schemat komory mieszalnikowej silnika V2.

Spirytus wtryskujemy do mieszalnika promieniowo przez mosiężne dyszki ustawione w jego ściankach w dwu szeregach.

Tlen doprowadza się poosiowo przewodem A i rozpyla przy pomocy wtryskiwacza. W ten sposób do komory dostaje się już gotowa do spalania mieszanka.

Ze wzoru na ciąg właściwy silnika rakietowego wiemy, że jest on między innymi wprost proporcjonalny do $\sqrt{T_1}$, gdzie T_1 jest temperaturą panującą na końcu komory spalania. Utrzymywanie wysokiej temperatury związane jest jednak z szeregiem trudności:

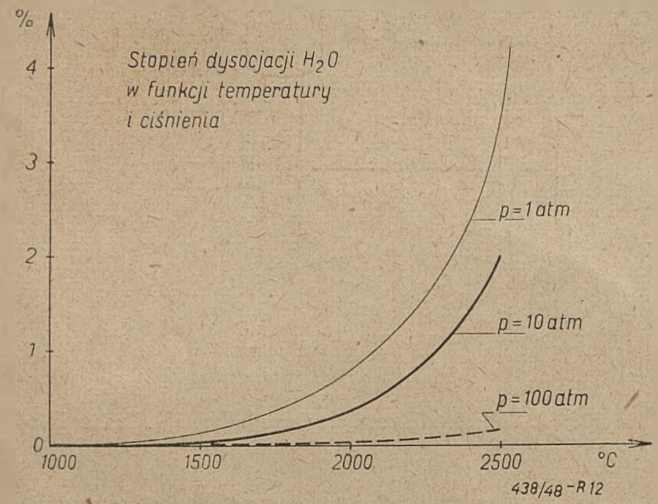
1. Wymaga odpowiedniego materiału na ścianki komory i dyszy, a więc odpornego na działanie płomienia, posiadającego duży współczynnik przewodnictwa cieplnego (aby zabezpieczyć przed miejscowymi przegrzaniami i ułatwić chłodzenie), oraz niepodlegającego korozji.
2. Powoduje nieproporcjonalny wzrost strat cieplnych przez:
   a) promieniowanie (ponieważ straty te rosną z czwartą potęgą temperatury bezwzględnej),
   b) dysocjację,
   c) rozkład molekuł spalin na cząstki elementarne (elektrony, składowe jądra), które łatwo mogą przenikać przez krystaliczną przeważnie strukturę ścianek komory spalania i dyszy,
   d) zwiększenie energii drgań molekularnych.

W celu możliwego zmniejszenia strat przez przechodzenie ciepła z komory spalania na zewnątrz wykonujemy ją w kształcie zbliżonym do kuli, dyszę zaś skracamy do minimum niezbędnego dla otrzymania wypływu bez zaburzeń.

Stopień dysocjacji, jak widać z wykresu na rys. 12 znacznie maleje przy zwiększaniu ciśnienia panującego w komorze spalania.

Elementarne części molekuł mogłyby być kierowane przez sztucznie wytworzone wpływy elektromagnetyczne wzdłuż ścian komory i dyszy, co by zabezpieczało przed ich przenikaniem na zewnątrz.

Energia drgań molekularnych cząstek spalin przekształca się w trojaki sposób:



Rys. 12. Zależność stopnia dysocjacji od temperatury i ciśnienia.

1. może zostać wypromieniowana (świecenie gazów wychodzących z dyszy),
2. może wywoływać dysocjację,
3. może zwiększyć energię wewnętrzną czynnika opuszczającego dyszę

Wszystkie te wypadki powodują oczywiście wzrost strat. Zapobiegamy temu przez zwiększenie udziału pary wodnej w spalinach oraz wolnych cząstek wodoru.

Jest to jedna z przyczyn dla której praktyczniej jest czasem stosować spalanie niezupełne, jak to miało miejsce w rakiecie A4.

I tak przy reakcji:

$$C_2H_5OH + 3O_2 \longrightarrow 3H_2O + 2CO_2 + 1955 \text{ kal/kg}$$

mamy w 50% zdysocjowane CO_2 i w 10% H_2O.

Przy spalaniu niezupełnym

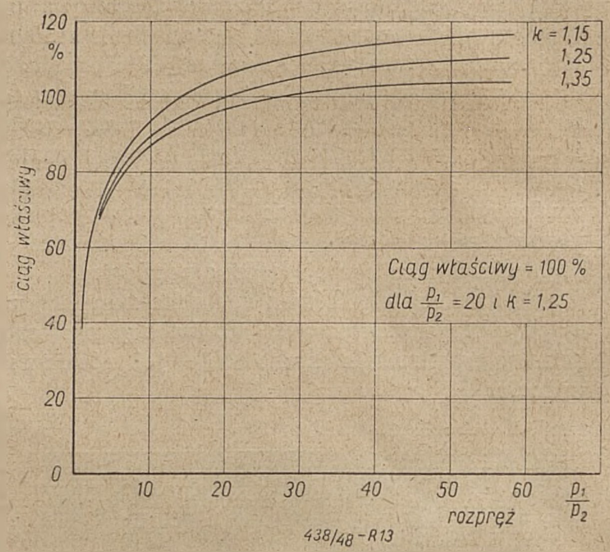
$$C_2H_5OH + 2O_2 \longrightarrow 2H_2O + CO_2 + H_2 + CO + 1610 \text{ kal/kg.}$$

Pomimo niższej wartości opałowej, pomijając już oszczędność na tlenie, uzyskamy mniejsze straty wywołane dysocjacją, a ze względu na niższy pozorny ciężar cząsteczkowy prędkość wypływu z dyszy będzie większa, co w rezultacie da większy ciąg.

Jak wynika ze wzoru na ciąg właściwy rośnie on ze wzrostem rozprężu (rys. 13), ponieważ przeciwciśnienie w dyszy jest mniej więcej stałe dla wszystkich silników i wynosi około jednej atmosfery, decydujący wpływ w tym wypadku ma wielkość ciśnienia na początku rozprężania, a więc w całej komorze spalania.

Duże ciśnienie ma ponadto następujące zalety:
1. zmniejszenie wymiarów silnika,
2. mniejsze objęte spalaniem powierzchnie, a więc mniejsze straty cieplne,
3. zmniejszenie dysocjacji jak to wynika z rys. 12.

Ostatni punkt ma duże znaczenie, ponieważ zakłócenia równowagi chemicznej mogą spowodować

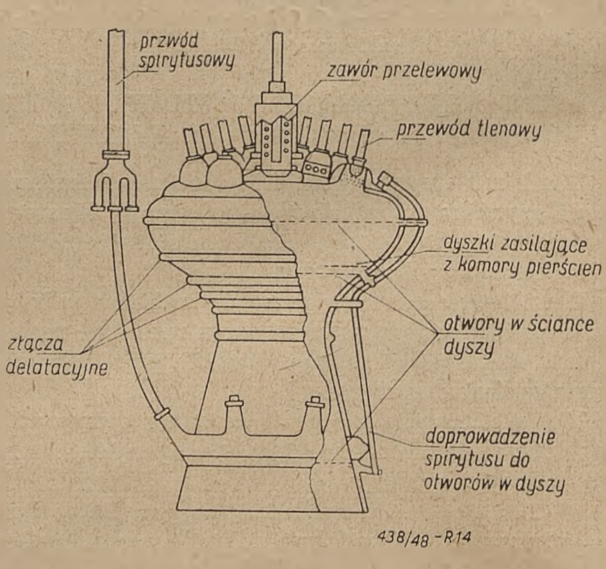


Rys. 13. Wpływ rozprężu i wykładnika adiabaty na ciąg właściwy.

wahania prędkości wypływu dochodzące do 10% jej średniej wartości.

Dla tych właśnie, powodów rozwój rakiet poszedł w kierunku powiększenia ciśnień w komorze spalania.

Wyznaczenie kształtu dyszy wylotowej sprowadza się do dwu zagadnień, a mianowicie: obliczenia charakterystycznych przekrojów dyszy, oraz do znalezienia odpowiedniego kąta rozwarcia jej części ponaddźwiękowej. Pierwsze zagadnienie po wprowadzeniu szeregu uproszczeń nie sprawia trudności.



Rys. 14. Komora spalania i dysza wylotowa rakiety V2.

Daleko większy kłopot jest z zagadnieniem drugim. Według teorii klasycznej rozpatrywany tu kąt powinien wynosić od 5 — 10°. Przy takim kącie jednak, dysza wypada długa, wymiary silnika powiększają się, a straty cieplne w związku z dużą po-

wierzchnią styku między gazami wylotowymi a ściankami dyszy rosną Dlatego kąt ten w ostatnich rakietach wynosi około 25", a nawet więcej.

Jak wykazały doświadczenia nie grozi to wcale oderwaniem strugi od ścian dyszy, jedynie przy większych kątach należy koniec dyszy zagiąć równolegle do osi, aby wyprostować strumień i nie stwarzać znoszących się wzajemnie składowych poprzecznych ciągu.

Chłodzenie ścian komory spalania i dyszy odbywa się za pośrednictwem czynnika napędzającego lub też innego, przeznaczonego specjalnie do tego celu.

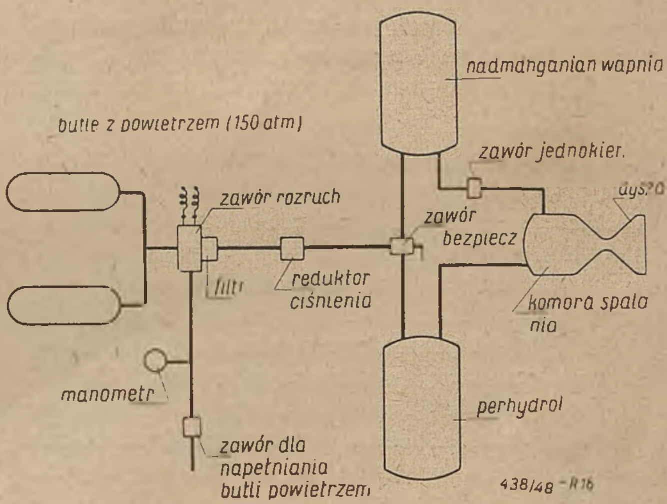
W początkowych rozwiązaniach konstrukcyjnych usiłowano chłodzić ścianki ciekłym tlenem. Niestety kończyło się to zawsze eksplozją. Zaczęto wtedy stosować chłodzenie paliwem. W obu wypadkach urządzenie chłodnicze jest jednocześnie regeneratorem.

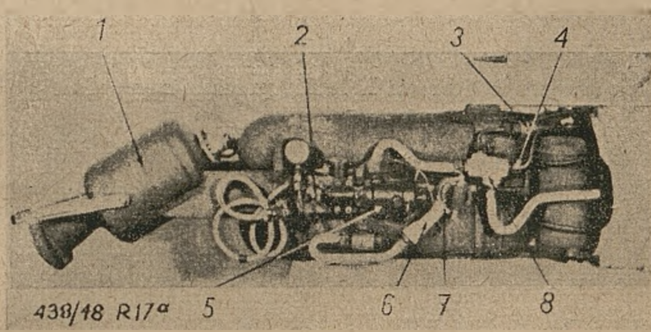
Ciekawe rozwiązanie posiada przytaczana już kilkakrotnie rakieta A4 (rys. 14).

Dysza wylotowa ma tu dwie ścianki, między którymi przepływa spirytus, chłodząc je od zewnątrz. Dodatkowo przewidziano powierzchniowe chłodzenie ścianek od wewnątrz przy pomocy pary spirytusu. Niewielkie mianowicie jego ilości przechodzą rurkami do otworów rozmieszczonych promieniowo na wewnętrznej ścianie dyszy. Spirytus ten odparowuje i pokrywa je cienką warstwą pary. Wskutek tego podwójnego chłodzenia temperatura materiału dyszy utrzymuje się w dopuszczalnych granicach.

Przy stosowaniu wyższych temperatur takie chłodzenie może okazać się nie wystarczające i wtedy należy wprowadzić intensywniej chłodzący czynnik, jak np. wodę, a nawet rtęć.

Dla podniesienia sprawności silnika można użyć odparowanego czynnika do napędu turbopompy dostarczającej paliwa do komory spalania (rys. 9).





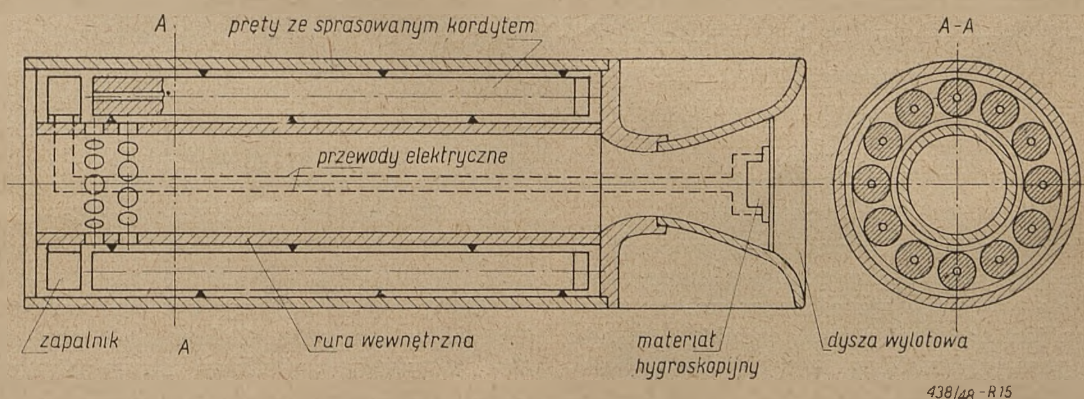
Rys. 16 i 16a. Silnik rakietowy na paliwo jednoskładnikowe: 1 — komora spalania. 2 — zawór napełniający, 3 — zawór zwrotny. 4 — odpowietrzenie. 5 — zawór redukujący, 6 — filtr. 7 — zawór uruchamiany ładunkiem wybuchowym. 8 — zawór rozdzielczy.

ROZWIĄZANIA KONSTRUKCYJNE.

RAKIETA PROCHOWA.

Szkic silnika rakietowego na paliwo stałe prochowe przedstawia rys. 15.

Silnik składa się z dwu rur stalowych, jedna w drugiej, zakończonych dyszą wylotową. Między rurami, na izolatorach utrzymujących szczelinę znajdują się rozmieszczone obwodowo pręty sprasowanego kordytu (proch bezdymny — mieszanina bawełny strzelniczej, wazeliny i nitrogliceryny). Z przodu umieszczony jest zapalnik. Dyszę przesłania płytka, na której widać przymocowany woreczek z materiałem hygroskopijnym oraz przewody od zapalnika.



Rys. 15. Silnik rakietowy na paliwo stałe.

Zapłon następuje elektrycznie. Gazy spalinowe wydobywają się przez otwory w przedniej części wewnętrznej rury i poprzez dyszę uchodzą na zewnątrz, wytwarzając ciąg.

Szczeliny między rurami, stanowiącymi korpus silnika, zmniejszają temperaturę ścianek W tym też celu ścianki pokryte są na grubość 0,03 mm zawiesiną glinu w krzemianie sodowym. Aby przyśpieszyć spalanie, co da nam wyższe ciśnienie (jak wiemy polepsza to sprawność urządzenia i tym samym zwiększa ciąg), kordyt jest prasowany w okrągłe pręty, które dodatkowo posiadają promieniowe otwory. Prasowanie zapewnia poza tym jednakowy przebieg spalania we wszystkich silnikach tego samego typu, co ma duże znaczenie w wypadku użycia ich do napędu pocisków (zmniejszony rozrzut).

RAKIETA NA PALIWO JEDNOSKŁADNIKOWE.

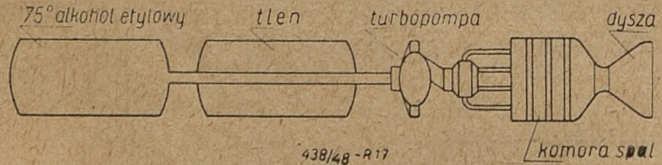
Rys. 16 przedstawia rakietę, wyprodukowaną przez firmę Walter w Kilonii, przeznaczoną do napędu bomb latających.

Butle napełnione są powietrzem sprężonym do 150 atm. Rozruch następuje przez przebicie iglicą przegrody z blachy stalowej. Powietrze wówczas, poprzez zawór redukujący dostaje się do zbiornika z perhydrolem oraz nadmanganianem wapna i doprowadza te czynniki do komory mieszania, gdzie następuje reakcja.

Oto dane charakterystyczne tego silnika:

średnica max	—	350 mm
długość	—	2.300 mm
ciąg	—	590 kg
czas ciągu	—	10 sek.

SILNIK RAKIETOWY TYPU A4 NA CIEKŁY TLEN I ALKOHOL.



Rys. 17. Silnik rakietowy na ciekły tlen i alkohol (V2).

Silnik ten (rys. 17) służył do napędu niemieckiego pocisku dalekiego zasięgu, osławionego V2.

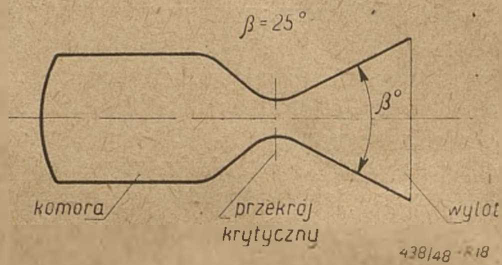
75% alkohol etylowy i ciekły tlen pod ciśnieniem 25 atn. doprowadzają w nim do komory spalania pompy odśrodkowe sprzężone z turbiną gazową. Turbina jest pędzona przez produkty rozkładu (przegrzana para wodna i tlen), który do turbiny dostaje się ze specjalnego zbiornika przy pomocy sprężonego powietrza.

Charakterystyka silnika A4.

Ciąg całkowity	—	27,2	tony
Czas ciągu	—	70	sek.
Wydatek	—	125	kg/sek. (50 kg/sek. alkoholu i 75 kg/sek. tlenu).

Całkowity ciężar czynnika napędzającego — 8,75 ton.

Parametry stanu spalin w dyszy zestawione są poniżej.



	Jednost.	Komora	Przekrój krytyczny	Wylot
Średnica	mm	948	402	735
Ciśnienie	kg/cm²	20,8	11,1	1,03
Temperatura	°K	3000	2670	1650
Prędkość	m/sek.	0	610	2135

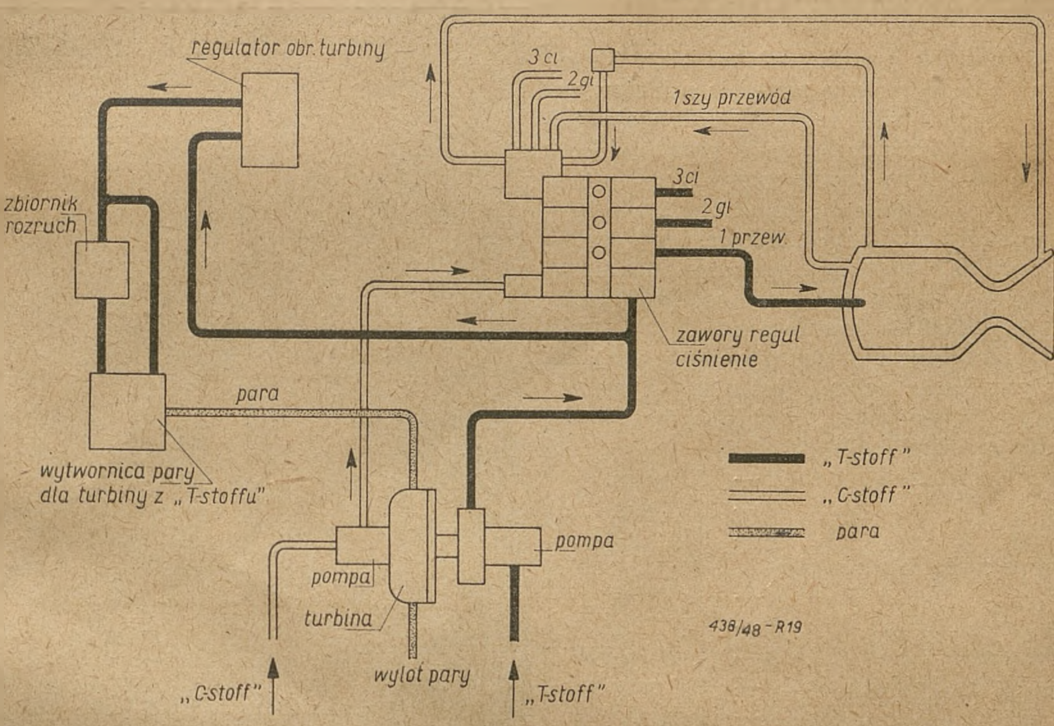
Rys. 18 Parametry stanu w dyszy silnika V2.

Moc turbiny zasilającej jest równa 675 KM, z czego 320 KM idzie do napędu pompy tlenowej, a 355 KM — spirytusowej. Ilość obrotów — 5000 obr/min. Całkowite zużycie H_2O_2 — 136 kg na 70 sek. pracy. Temperatura czynnika napędzającego turbinę przed wejściem na kierownicę równa się 478°K, ciśnienie zaś 21 atn. Wydatek wynosi 9,0 kg/KM godz.

SILNIK RAKIETOWY LOTNICZY TYPU WALTER 509 A2.

Silnik Walter 509 A2 (rys. 19) pędzony jest przy pomocy „C" i „T-Stoffu". Oba te czynniki kierowane są za pośrednictwem pomp odśrodkowych, poprzez zawory regulujące ich ciśnienie, do komory spalania silnika. Część „T-Stoffu" odprowadza się dla napędu turbiny. Ilość tę ogranicza regulator obrotów. „C-Stoff" po drodze spełnia rolę czynnika chłodzącego. W celu umożliwienia regulacji ciągu paliwo i utleniacz doprowadzane jest, poczynając od zaworów regulujących ciśnienie, trzema przewodami.

Silnik ten stosowany był na niemieckich płatowcach rakietowych. Ciekawe jest porównanie jego charakterystyki z silnikiem strumieniowym, co zostało uczynione obok. Jako silnik porównawczy wzięto tu Jumo 004.



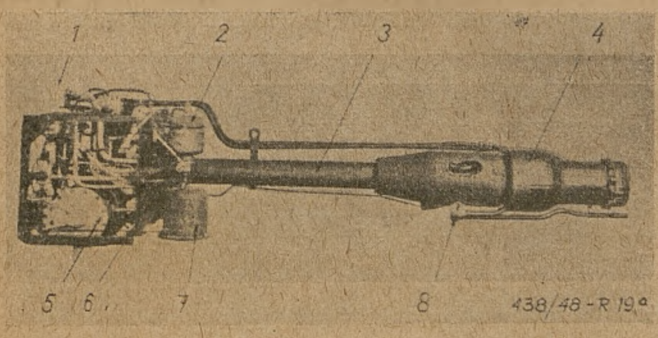
Rys. 19. Rakietowy silnik lotniczy (Walter 509 A2).

Silnik	509 A2	Jumo 004
Ciężar (kg)	175	765
Ciąg (kG)	1750	900
Zużycie paliwa kg/kGh	20	1,4
Ciężar jednostk. kg/kG ciągu	0,104	0,86

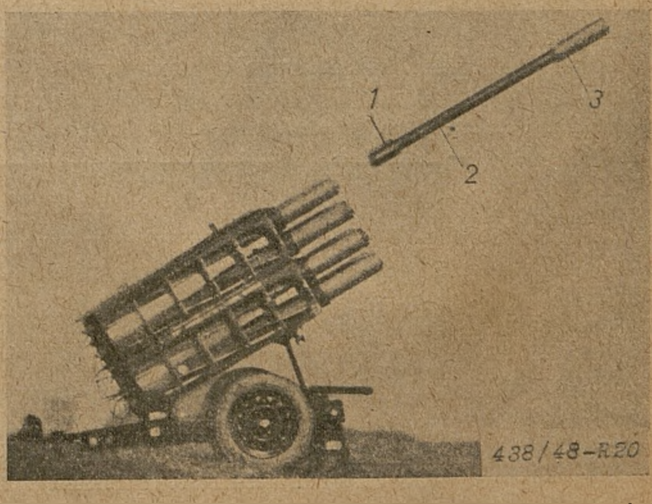
Duża przewaga silnika rakietowego, wynikająca z małego ciężaru jednostkowego przypadającego na kg ciągu, niwelowana jest niestety olbrzymim zużyciem paliwa, z czym wiąże się oczywiście krótkotrwałość pracy na pełnym ciągu. Moc turbiny zasilającej w tym silniku wynosi 120 KM, jej obroty — 16000 obr./min., wydatek pomp paliwowych — 2,17 kg/sek., utleniacza — 6,9 kg/sek.

ZASTOSOWANIE SILNIKÓW RAKIETOWYCH.

Silniki rakietowe, ze względu na wyżej wymienione już cechy, stosowane są wszędzie tam, gdzie idzie o prosty, oraz tani silnik, który może dawać krótkotrwałą dużą moc przy jednocześnie szybkim rozruchu.



Rys. 19a. Fotografia silnika Walter 509 A2.
1 — główny zawór regulujący, 2 — zbiornik rozruchowy, 3 — łącznik, 4 — komora spalania, 5 — zespół turbo-pomp, 6 — rama, 7 — generator pary, 8 — zawór przelewowy.



Rys. 20. Kordytowy pocisk rakietowy w chwilę po wystrzale.

POCISKI BLISKIEGO ZASIĘGU.

Wszelkiego rodzaju pociski, artyleryjskie, (przeciwlotnicze, przeciwczołgowe) o napędzie rakietowym mają tę przewagę nad działowymi, że wymagają dla startu i nadania im kierunku jedynie prostych, lekkich i łatwo dających się transportować wyrzutników. Dlatego chętnie stosuje się je tam, gdzie działo ze względu na jego ciężar oraz trudności transportowe nie może być użyte (samoloty, pierwsze linie frontowe, zwalczanie czołgów z małej odległości). Pociski te napędzane są rakietami prochowymi.

Rys. 20 przedstawia fotografię tego pocisku w locie. Dla przykładu podana jest niżej charakterystyka jednego z tego typu pocisków, używanych podczas ostatniej wojny.

średnica max.	—	132 mm
długość	—	935 mm
ciężar całkowity	—	23,1 kg
ciężar głowicy z materiałem wybuchowym	—	9,12 kg
ciężar paliwa	—	3,78 kg
czas trwania ciągu	—	0,9 sek
prędkość przy końcu spalania	—	350 m/sek
zasięg	—	7100 m
wydatek	—	4,2 kg/sek
współczynnik użyteczności α	—	0,163

Wadą tych pocisków jest stosunkowo duży rozrzut spowodowany niejednakowym spalaniem się materiału pędzącego silnik.

POCISKI DALEKIEGO ZASIĘGU.

Pociski dalekiego zasięgu o napędzie rakietowym zostały zastosowane po raz pierwszy podczas ostatniej wojny przez Niemców, którzy szykując się do agresji, już od około 1930 r. prowadzili intensywne prace nad napędem rakietowym. W roku 1937 wybudowali oni kosztem 300 milionów marek olbrzymie centrum badań nad rakietami w Peenemünde nad Bałtykiem, gdzie pracowało 2500 techników i naukowców.

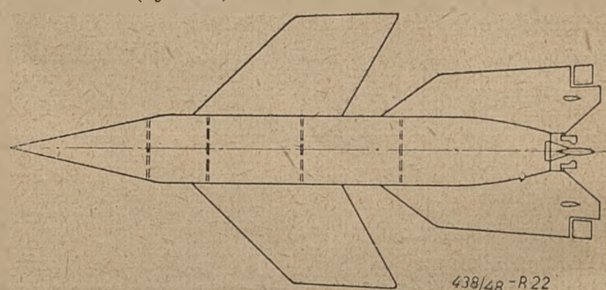
W rezultacie zaprojektowano 10 typów rakiet dalekiego zasięgu, których dane charakterystyczne zestawione są w tabelce na str. 91.

Praktyczne zastosowanie przy bombardowaniu znalazł pocisk A4 (V2) widoczny tuż po wystrzale na fotografii 21.

Ciężar ładunku wybuchowego wynosił tu 980 kg. Zasięg 280 — 320 km. W celu zwiększenia zasięgu zaopatrzono rakietę tę w skrzydła o powierzchni 7 m². Tak powstał pocisk typu A9, którego zasięg wynosił 560 km (rys. 22).

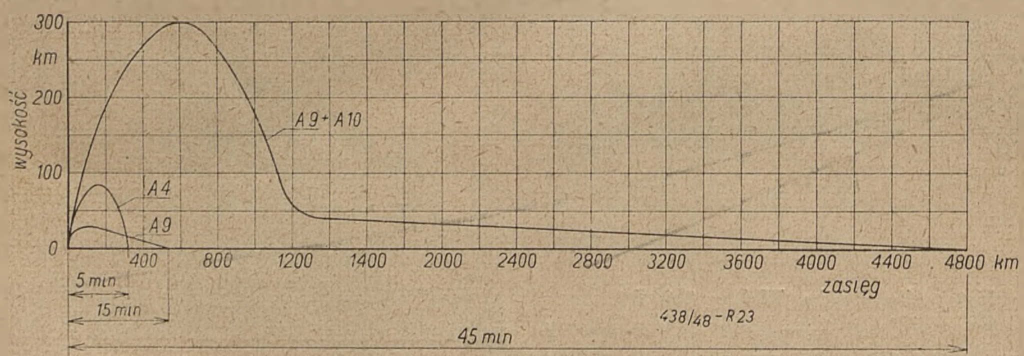


Rys. 21. Pocisk V2 po starcie.



Rys. 22. Schemat rakiety A9.

Ostatni projekt A10 był rakietą pomocniczą, jakby startową dla wyżej wspomnianej A9. W ten sposób oczekiwano przedłużenia zasięgu do 5600 km, co by wystarczyło na przelecenie oceanu Antlantyckiego. Tory zestawionych w tabliczce rakiet przedstawione są na rys. 23.



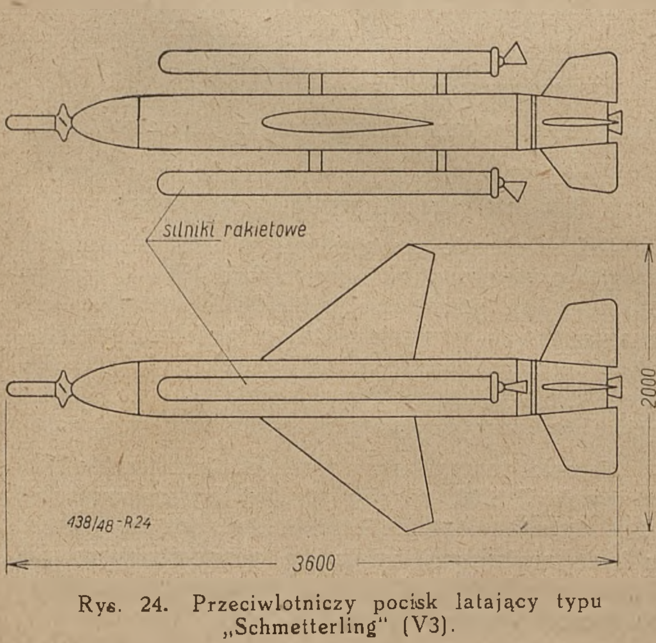
Rys. 23. Tory dalekosiężnych rakiet niemieckich.

Nazwa	Rok budowy	Długość m	Ø m	Ciężar całkowity kg	Ciężar paliwa kg	α	Ciąg kG	Czas ciągu sek	Ciąg właściwy kG/kg	Ciąg właściwy wzgl.	Uwagi:
A1	1933	1,380	0,35	150	40	0,266	300	16	143	38	Wyrzucany pionowo, sterowany żyroskopem.
A2	1934	1,380	0,35	150	40	0,266	300	16	143	38	Max. wysokość wzlotu 2000 m.
A3	1938	7,5	0,75	750	450	0,6	1500	45	167	100	Zasięg 18 km, wys. 12,5 km. Podobny do A4.
A4	1942	13,8	1,63	12700	8750	0,69	27200	70	208	143,5	Znany pod nazwą V2, zasięg 300 km.
A5	1938	7,5	0,75	745	450	0,61	1500	45	?	?	Prototyp A4. Zasięg 18 km.
A6	projekt	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
A7	1941	7,5	0,75	800	510	0,64	1500	45	?	?	A5 plus skrzydła.
A8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
A9	1945	13,80	1,63	12700	8750	0,69	27200	70	208	143,5	A4 plus skrzydła. Zasięg 560 km.
A10	projekt	?	?	86500	62000	0,72	200 tys.	50	166	120	Rakieta startowa przeznaczona na rozszerzenie zasięgu A9 do 5600 km.

Poza tymi projektami wykonywane były przez Niemców uskrzydlone pociski, zaopatrzone w silniki rakietowe Waltera, pędzone perhydrolem, a służące przeważnie do zwalczania nieprzyjacielskich samolotów. Najciekawszy z nich — to przedstawiony na rys. 24 „Schemtterling".

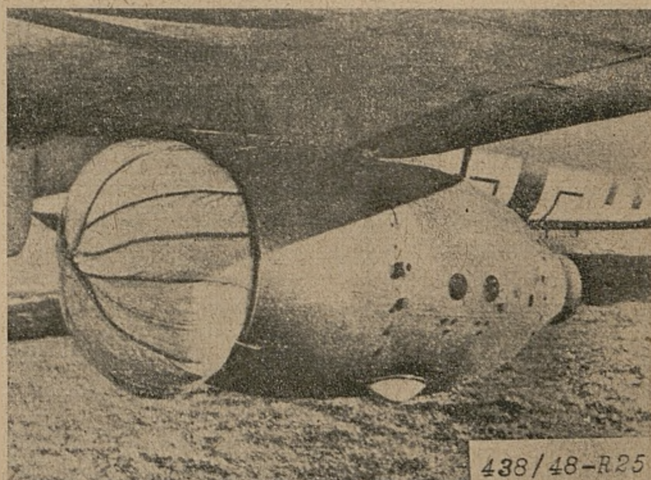
Pocisk ten, znany pod nazwą V3, zaopatrzony był w samosterującą aparaturę radarową.

Wyżej wspomniana firma „Walter" robiła dodatkowo badania nad umożliwieniem zwiększenia zasięgu pocisków działowych przez zastosowanie na nich dodatkowego napędu rakietowego. Należy zwrócić uwagę, że w tym wypadku, w związku z włączeniem silnika już podczas dużej prędkości, sprawność jego byłaby bardzo wysoka. Pomysł ten jednak nie został zrealizowany.



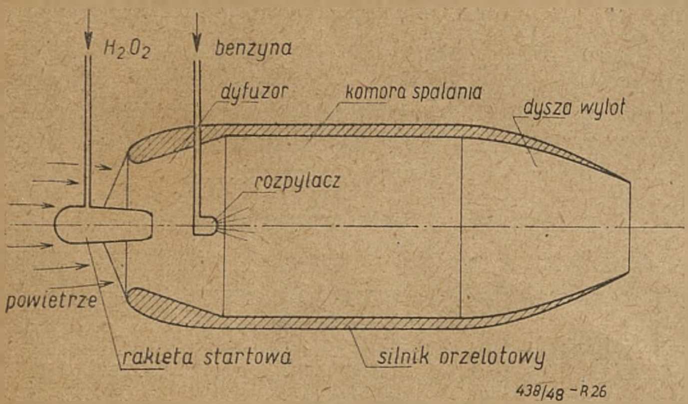
Rys. 24. Przeciwlotniczy pocisk latający typu „Schmetterling" (V3).

RAKIETY STARTOWE.



Rys. 25. Rakieta startowa zamocowana pod skrzydłem.

W celu zmniejszenia rozbiegu płatowca podczas startu (np. obciążonego bombami, start z lotniskowca itd.) stosuje się napęd pomocniczy w formie silników rakietowych, które zaraz po starcie zostają na spadochronach zrzucone na ziemię. W wypadku tym stosowane są rakiety prochowe lub częściej napędzane perhydrolem. Pod względem konstrukcyjnym rakiety te podobne są do rakiet napędzających pociski. Silnik taki (na perhydrol) pokazany jest na rys. 25.



Rys. 26. Bezsprężarkowy silnik przelotowy z rakietą startową.

Rakiety startowe stosuje się poza tym przy uruchomianiu silników strumieniowych bezsprężarkowych, którym trzeba nadać prędkość początkową, by mogły same zacząć dawać ciąg.

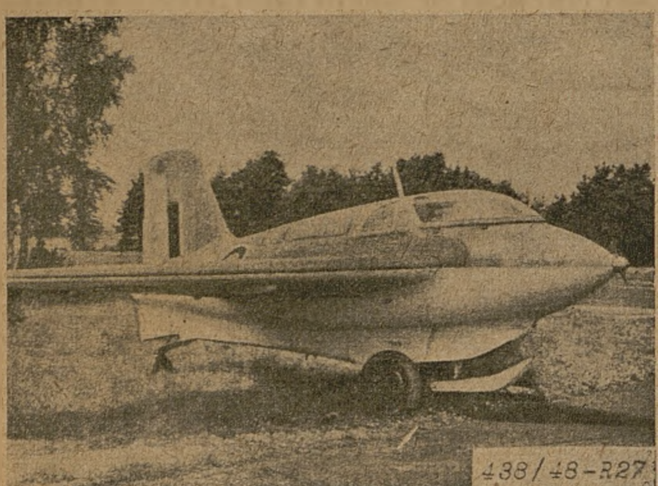
Schemat takiego silnika wraz z rakietą startową widać na rys. 26.

Do silnika rakietowego doprowadzamy perhydrol. Produkty rozpadu (przegrzana para wodna i tlen), wpływając strumieniem do dyfuzora silnika, poza nadaniem ciągu, porywają za sobą powietrze z atmosfery.

W powietrzu oraz w tlenie z perhydrolu spala się doprowadzone do komory spalania silnika — benzyna. Gazy spalinowe wywiązane z tej reakcji nadają silnikowi ciąg. Gdy silnik „zaskoczy" ,to znaczy gdy jego ciąg stanie się większy od oporów płatowca, wyłączamy rakietę i silnik pracuje odtąd sam.

PŁATOWCE RAKIETOWE.

W ostatniej fazie wojny silniki rakietowe zostały zastosowane jako napęd główny w dwu typach niemieckich samolotów myśliwskich: Me 163 i Bachem „Natter" (Ba 349 A).

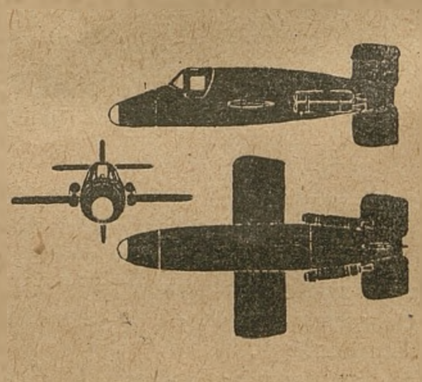


Rys. 27. Myśliwiec rakietowy Me 263.

Posiadały one silnik Waltera 509 A2, a potem 509 A9, zaopatrzony w dodatkową komorę spalania i dyszę dla zwiększenia sprawności przy lotach na mniejszym wydatku paliwa. Rys. 27 i 28.

Myśliwce te miały na celu obronę własnych lotnisk oraz poważniejszych obiektów przed nieprzyjacielskimi bombowcami. Zaletą ich było szybkie wznoszenie się, dla powiększenia którego „Natter" startował prawie pionowo ze specjalnie do tego celu przygotowanych szyn.

Płatowiec ten posiadał dodatkowo cztery prochowe rakiety startowe dające w czasie 10 sek ciąg wynoszący 480 kg na każdą rakietę. Uzbrojony był w 24 pociski rakietowe kalibru 73 mm. umieszczone z przodu kadłuba. Zakres regulacji ciągu głównego wynosił od 150 — 1750 kg. Ciężar samolotu przy starcie — 2230 kg. Ciężar paliwa i utleniacza — 720 kg. Czas wzlotu na 10 km — 80 sek. Prędkość max. na poziomie morza 870 km/godz. Osiągnięcia myśliwca Me 163 są podobne, za wyjątkiem mniejszej szybkości wznoszenia.



Rys. 28. Rakietowy myśliwiec „Natter".

Dla orientacji podajemy główne wymiary płatowca „Natter":

długość	— 6,25 m
rozpiętość	— 3,96 m
powierzchnia płatów	— 4,79 m².

Płatowce te są jednomiejscowymi myśliwcami.

Samolotów tego typu wyprodukowano ograniczoną ilość, nie przekraczającą kilkudziesięciu sztuk.

Już w okresie powojennym w USA zbudowano samolot o napędzie rakietowym Bell XS—1, którego zadaniem było przekroczenie prędkości dźwięku. Jest on zaopatrzony w silnik pędzony (podobnie jak niemiecki A4) spirytusem i ciekłym tlenem i posiada cztery dysze wylotowe dla zapewnienia lepszej regulacji ciągu przy zachowaniu maksimum sprawności.

Samolot ten zabierany jest przez bombowiec B 29 na wysokość 10000 m, aby stamtąd dopiero rozpocząć lot o własnym silniku. Na tym płatowcu (co prawda w locie nurkowym) udało się człowiekowi po raz pierwszy w historii lotnictwa przekroczyć prędkość dźwięku. Oto jego charakterystyka:

rozpiętość	— 8,53 m
długość	— 9,45 m
szybkość wznoszenia	— 230 m/sek
zasięg	— 160 km
prędkość obliczeniowa 2730 km/gdz na wys. 18300 m nad poziomem morza	
ciężar całkowity	— 5928 kg
ciężar paliwa	— 3709 kg

Zastosowanie silnika rakietowego, jako głównego napędu do płatowców, ogranicza się właściwie do dwu typów: samolotu myśliwskiego i doświadczalnego do badania lotów na prędkościach ponaddźwiękowych. Jedna z głównych cech tego silnika, mianowicie pobieranie tlenu ze zbiorników znajdujących się na samolocie, jest przyczyną, dla której silniki rakietowe nigdy prawdopodobnie (w obrębie atmosfery ziemskiej) nie wyprą strumieniowych. Stanie się to zrozumiałe, gdy przypomnimy sobie, że np. dla benzyny, teoretyczne zapotrzebowanie tlenu wynosi około 3,5 kg/kg — silnik strumieniowy te 3,5 kg na każde kg paliwa pobiera z powietrza. Płatowiec rakietowy musi ten tlen „wozić" ze sobą.

Jak widać z powyższego przeglądu, prace nad napędem rakietowym nie są jeszcze zakończone, wręcz przeciwnie są one, jak wiemy z prasy, kontynuowane we wszystkich przodujących technicznie państwach.

Możliwości silnika rakietowego nie są jeszcze wyczerpane (np. loty międzyplanetarne), tak że uważać go możemy nadal za silnik przyszłości.

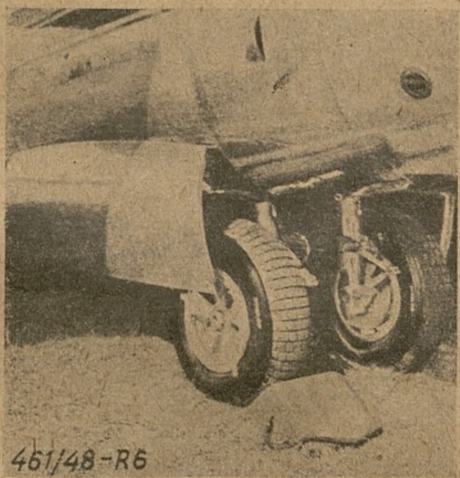
LITERATURA:

I. Kurze Darstellung der Raketentechnik. E. Sanger 1936.
II. Ballistics of the Future Dr. M. I. Kooy — 1946 r.
III. A Cristal Review of German Long — Range Rocket Development by W. G. A. Perring, F. R. Ae. S.
IV. Mechanizm niemieckiej bomby rakietowej — V2. Przegląd Motoryzacyjny Edinburg 1946 r. Nr 20.
V. Guided Missiles by A. R. Weyl A. F. R. Ae. S. The Aeroplane. Nr 1929 — 1931 i inne.
VI. The Rocket as a Weapon of War in the British Forces by Sir Alwyn D. Crow, C. B. E. M. A. Sc. D. The Institution of Mechanical Engineers. Nr 1 — 1948 r.
VII. Aircraft Rocket Motors by A. D. Baxter. Aircraft Engineering Nr 222 — 1947 r.

ROCKET PROPULSION PROBLEMS.

The article deals with the most important rocket propulsion problems like those of rocket fuels influence of internal processes on engine design and possibilities of application of rocket engines. The author aims at giving the reader some idea of modern trends in rocket engine design.

NOWOŚCI TECHNICZNE



PODWOZIE VIKINGA.

Zdjęcie wykazuje możliwość uzyskania dużej oszczędności w konstrukcji podwozi, przy zastosowaniu napędu odrzutowego, — wysokość podwozia jest rzędu średnicy kół.

Charakterystycznym dla Vikinga jest umieszczenie w gondolach po parze kół, każde na osobnej goleni; odbiega to od przyjętego ogólnie rozwiązania.

Aeronautics Nr. 11/48.

STOPY MAGNEZOWE W BUDOWIE SZYBKICH SAMOLOTÓW.

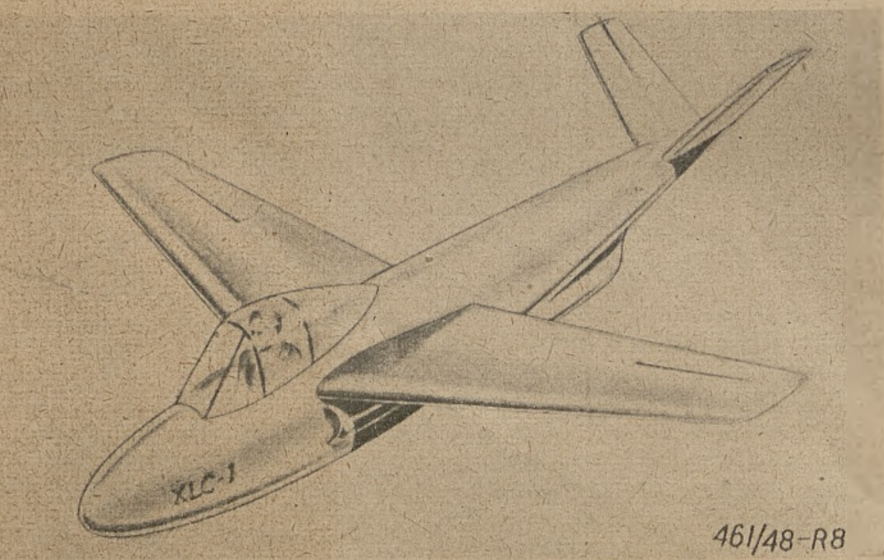
Centrala materiałowa lotnictwa amerykańskiego przeprowadziła szereg prób statycznych płata odrzutowego samolotu myśliwskiego „Shooting Start", wykonanego ze stopu magnezowego. Płaty wykonane zostały ze stopu magnezu z cyrkonem (cirkonium). Przy zachowaniu prawie takiego samego ciężaru płatów jak w zwykłym wykonaniu, posiadają one znacznie grubsze pokrycie, co zmniejsza odkształcenia płata i profilu przy locie z dużą prędkością.

W dalszym ciągu doświadczeń Loockheed F 80 — „Shooting Start", wyposażony w płaty ze stopu magnezowego, ma odbyć szereg lotów w różnych warunkach klimatycznych.

(Flug Werk — Technik Nr. 10/48)

MAŁY SAMOLOT Z NAPĘDEM ODRZUTOWYM.

Samolot ten jest, być może, zwiastunem przyszłych małych samolotów z napędem odrzutowym. Posiada on konstrukcję całkowicie metalową. Charakterystyczne jest opierzenie ogona, w V, bez konwencjonalnego usterzenia kierunkowego. Wloty powietrza umieszczone są po obu stronach kadłuba, na wysokości siedzenia pilota. Dysza wylotowa znajduje się w spodniej części kadłuba, przed opierzeniem ogona. Silnik umieszczony jest za siedzeniem pilota.



Dane ogólne: rozpiętość — 6,35 m; długość — 5,20 m; wysokość — 1,80 m; ciężar w locie — 580 kg.

Podwozie jest typu „rowerowego": dwa główne koła — jedno za drugim — w osi kadłuba, poza tym dwa zewnętrzne podpierające koła w skrzydłach.

Przewidywane osiągi dla samolotu jednomiejscowego wynoszą:

szybkość maksymalna: 402 km/godz
szybkość wznoszenia: 7 m/sek
zasięg: ca 520 km
zużycie paliwa: 284 l/godz.

Szybkość podróżna ma być nieco niższa od maksymalnej.

(Aviation Week, October 25 1948).

SAMOLOTY Z PLASTYKU.

Golladay Aeronautical Laboratory w Cumberland opracowuje nową metodę produkcji samolotów z plastyków. Badania obecne mają na celu wybór różnego rodzaju i różnych kombinacji plastyków. W celu opracowania podstaw do obliczeń wytrzymałościowych, projektuje się wykonanie poszczególnych elementów konstrukcyjnych w naturalnej wielkości, dla prób badawczych.

Dotychczasowe prace laboratoryjne wykazały możliwość ogrzewania formowanego elementu za pomocą ciepła wywiązującego się przy reakcjach chemicznych, co dozwala na wyeliminowanie specjalnej aparatury ogrzewającej.

Płaty, łącznie z pokryciem i dźwigarami, kadłub oraz opierzenie wykonywane będą metodą formowania w specjalnych formach.

Ten typ konstrukcji samolotu pozwala na poważne zredukowanie ilości potrzebnych roboczo-godzin, oraz na skrócenie czasu opracowania nowego typu samolotu i przygotowania produkcji.

Podkreślić należy, że podczas gdy obecne metalowe konstrukcje wymagają wielu tysięcy części i złączy, to konstrukcje z plastyków odznaczają się stosunkowo niską ilością części — schodzi ona nawet poniżej 30 dla niektórych typów samolotów.

Dotychczasowe badania wykazują, że opracowane i zastosowane plastyki są odporne na wilgoć i pleśń, są lekkie, wytrzymałe i elastyczne oraz posiadają dobre własności tłumienia drgań.

Pierwszym typem doświadczalnego samolotu z plastyku ma być samolot z napędem odrzutowym; ma on posiadać profile NACA nowej serii o niskim współczynniku oporu, klapy na całej rozpiętości oraz szczelinowe (spoiler) lotki. Umożliwić to ma osiągnięcie wysokiej szybkości maksymalnej przy zachowaniu niskiej szybkości lądowania.

(Aviation Week, October 25 1948).

NOWE KSIĄŻKI

Prof. M. T. Huber „Teoria sprężystości" (Kraków 1948 r. Nakładem Polskiej Akademii Umiejętności. Tom. I str. XV + 387).

Piękna ta praca posiada szczególne znaczenie dla polskiego czytelnika technicznego, gdyż, pomijając publikowany przed blisko czterdziestu laty polski przekład wykładów *H. Jewniewicza,* stanowi ona pierwszą polską publikację, traktującą w całości i na sposób nowoczesny o tak ważnym dziale mechaniki teoretycznej, jaki stanowi nauka o własnościach sprężystych ciał stałych. Tym samym „Teoria sprężystości" prof. *M. T. Hubera* wypełniła dotkliwą lukę istniejącą w polskiej literaturze technicznej, którą pokonywać musiał indywidualnie polski pracownik naukowy i polski inżynier — zwłaszcza inżynier lotniczy — gdy w codziennej praktyce stykał się z zagadnieniami przechodzącymi jego wiadomości akademickie. Z drugiej strony, jak można było sądzić z samego nazwiska

autora cieszącego się światową sławą — wartość naukowa i pedagogiczna książki jest tak duża, że przełożona na obce języki wejdzie niewątpliwie w skład „żelaznego repertuaru" światowej literatury fachowej. O ile sądzić można z pierwszego wydanego tomu, zakres tematyki „Teorii Sprężystości" prof. *M. T. Hubera* jest obszerniejszy niż popularnego podręcznika *S. Timoszenki*, a nieco węższy niż „Matematycznej Teorii Sprężystości *A. E. H. Love'a*. Jednakże ścisłość i kompletność wywodów stawia omawianą książkę na poziomie utrzymanym w książce *Love'a*. Czytelnik polski uzyskał więc dzieło, które obejmuje niemal wszystko to, co jest niezbędne dla praktyki inżynierskiej i którym równocześnie posłużyć się może przy głębszych studiach teoretycznych. Wypada podkreślić, że nienaganność logiczna łączy się w pełni z jasnością wykładu, a nawet po części jego popularnością, jeżeli wziąć, oczywiście, pod uwagę przygotowanie czytelnika, wymagane przy tego rodzaju lekturze. Tom pierwszy „Teorii Sprężystości" został podzielony przez autora na jedenaście rozdziałów.

Rozdział pierwszy omawia stan odkształcenia. Po dokładnej analizie przemieszczeń skończonych kontinuum płaskiego i trójwymiarowego oraz ogólnego stanu odkształcenia skończonego, rozpatrzone zostały przemieszczenia nieskończenie małe i związane z nimi stany odkształcenia.

W rozdziale drugim przedstawiony jest stan napięcia oraz równania różniczkowe równowagi wewnętrznej ciała. Zarówno w pierwszym jak i drugim rozdziale rozpatrzono odpowiednie tzw. kwadryki oraz wyznaczono warianty odpowiednich rachunków przy użyciu współrzędnych krzywoliniowych. Należy zwrócić uwagę na interesujące zestawienie w § 50 znanych rodzajów funkcji naprężeń.

Według klasycznych wzorów rozdział trzeci rozważa wzajemną zależność pomiędzy poznanymi poprzednio stanami odkształcenia i napięcia. Podano tutaj uogólnione prawo *Hooke'a* i na mocy postulatu istnienia energii sprężystej przekształcono je do postaci, odpowiadającej najogólniejszej anizotropii ciała stałego. Z kolei drogą stopniowego zwiększania symetrii ciała wyprowadzono związki łączące napięcia i odkształcenia w ciele izotropowym. W ostatnim, 68 paragrafie trzeciego rozdziału — autor, rozważa kryteria osiągnięcia granicy sprężystości w oparciu o własne prace w tej dziedzinie, które przyniosły mu rozgłos światowy i rozstrzygnęły zagadnienie w sensie słuszności jego teorii.

Rozdział czwarty, piąty i szósty omawia tzw. zagadnienia dwuwymiarowe, czyli płaskie teorii sprężystości, kolejno we współrzędnych prostokątnych, biegunowych i przy użyciu funkcji zmiennej zespolonej. Wśród wielu rozpatrzonych przykładów autor podaje tutaj również niektóre celniejsze rozwiązania badaczy polskich jak: *W. Olszaka* i *A. Grzędzielskiego*. Zwięzłe i zarazem przystępne przedstawienie wiadomości pomocniczych z teorii funkcji zmiennej zespolonej umożliwia mniej przygotowanemu czytelnikowi wniknięcie w tę interesującą i płodną dziedzinę.

W rozdziale siódmym rozpatrzone zostały ogólne metody energetyczne, przy czym dowód twierdzenia o minimum energii sprężystej układów *Clapeyrona* oparty został na własnych, powszechnie znanych pracach autora z zakresu statyki układów sprężystych.

Rozdział ósmy poświęcony jest sprawie rozchodzenia się siły z miejsca obciążonego. Jest to jedna z ulubionych dziedzin autora, w której położył dla nauki wielkie zasługi (m. inn. w pracy „Zur Theorie der Berührung fester elastischer Körper". An. der Phys. 1904). Szczególnie interesująco przedstawione jest zagadnienie ściskania kul oraz własne rachunki autora, odnoszące się do miejsca największego wytężenia w kulach, czyli tak nazwanego punktu *Bielajewa*.

Rozdział dziewiąty rozpatruje klasyczne zagadnienia trójwymiarowe elastostatyki. Mowa m. inn. o zginaniu belek i płyt.

Rozdział dziesiąty, poświęcony znakomitym pracom *de Saint Venanta* na temat skręcania i zginania prętów prostych, wydaje się recenzentowi szczególnie udanym, jednakże rozpatrzenie szczegółowsze sposobu ujęcia poruszonych problemów nie byłoby na tym miejscu uzasadnione. Wypada się więc ograniczyć do zasygnalizowania, że takie pojęcia jak środek ścinania i środek skręcania, z którymi inżynier lotniczy styka się stale w codziennej pracy — znalazły tutaj pełne wyjaśnienie.

Na szczególną uwagę zasługuje znakomity § 134, rozpatrujący wzajemną zależność między obu środkami i obalający raz na zawsze w sposób matematycznie nienaganny mylne twierdzenie *C. Webera* (powtarzane następnie w „Drang u. Zwang" przez *A. i L. Föpplów)* o ich identyczności. Tom pierwszy kończy rozdział poświęcony omówieniu zastosowań analogii matematycznych i metod energetycznych (w tym analogia hydrodynamiczna błonowa).

Na zakończenie tej recenzji, siłą rzeczy pełnej zasłużonych pochwał, trudno nie podkreślić właściwego autorowi piękna języka i czystości stylistycznej. Również więc i pod tym względem dzieło prof. *M. T. Hubera* stanie się pierwszorzędnym źródłem dla ustalenia, często po macoszemu traktowanej, polskiej terminologii naukowej.

Inż. Jerzy Nowiński.

A. I. Niekrasow. Tieoria kryla w niestacjonarnom patokie. (Teoria skrzydła w nieustalonym strumieniu), wydanie Akademii Nauk Z.S.R.R. 1947 r., 258 str.

W książce tej autor rozpatruje teoretyczne metody obliczenia sił i momentów działających na skrzydła, o bardzo cienkim profilu, znajdujące się w strumieniu powietrza o stałej prędkości, na który nałożone są bardzo małe zakłócenia ruchu względnie odkształcenie przekroju.

Najważniejsze prace, które ukazały się w światowej literaturze, z tej dziedziny do 1941 roku, oraz prace rosyjskie do 1944 roku omówione są w sposób bardzo systematyczny.

Książka ta jest bardzo cenną zarówno ze względu na aktualny temat, który jest bardzo ważnym przy konstrukcji samolotów szybkościowych, jak również przede wszystkim ze względu na doskonały sposób opracowania tematu.

Monografia ta wydana bardzo starannie, jak wszystkie prace Akademii Nauk Z. S. R. R., może służyć jako przykład, jak powinny być opracowywane zagadnienia naukowe.

W. F.

D. Taylr i C. H. Westcott. Principles of Radar. (Zasady radaru), wydawca: Cambridge University Press 1948, 141 + X.

W książce tej, która jest jedną z serii obejmującej współczesną radiotechnikę, autorzy mający duże wojenne doświadczenie w tej dziedzinie, podali podstawowe zasady konstrukcji instalacyj radarowych i ich możliwości. Jest ona przeznaczona dla inżynierów, fizyków i matematyków posiadających podstawowe wiadomości z radiotechniki i pragnących zapoznać się z tą nową dziedziną, nie utrudniając sobie tej pracy zbyt wielką ilością szczegółów.

Autorzy omawiają po kolei wysyłanie i odbiór sygnałów radarowych, fizyczne warunki tłumienia sygnałów, pomiary odległości i pozycji oraz konstrukcję typowych instalacji radarowych.

W ogóle, pomimo małej objętości, książka ta jest bardzo cenną dla tych, którzy chcą zapoznać się z podstawami działania radaru.

W. F.

J. Black, M. Cc. — An Introduction to Aerodynamic Compressibility. (Wstęp do aerodynamiki cieczy ściśliwych). Wyd. Bunhill Publications. Ltd. London. 1947 r. str. 115.

Autor chciał napisać książkę, która zawierałaby najważniejsze dotychczasowe wyniki badań teoretycznych i doświadczalnych z dziedziny ściśliwości i w ten sposób byłaby wykorzystywana jako źródłowe dzieło przez studentów i inżynierów, pracujących w dziedzinach dużych prędkości spotykanych w zagadnieniach płatowców, zespołów napędowych i rakietowych. Spełnienie tego zadania w ramach ok. 100 stron jest rzeczą niemożliwą i niektóre ważne zagadnienia poruszone są w spoób bardzo pobieżny, tak że zapoznanie się z nimi wymaga studiowania z innych źródeł. Część zagadnień ujęta jest w sposób nie odpowiadający nowoczesnym zdobyczom z dziedziny ściśliwości np. wpływ liczby Reynoldsa na zjawiska ściśliwości w zakresie prędkości głosu.

Książka ta ma następujące rozdziały:

1) ogólne rozważania o przepływie cieczy ściśliwych,
2) zależności energetyczne i termodynamiczne przepływu,
3) przepływ w dyszach, tunele szybkościowe,
4) powstawanie i ruch fal ciśnieniowych,
5) teoria przepływu dookoła różnych ciał,
6) Lot na dużych prędkościach: wpływ ściśliwości na konstrukcję.

Dodatek: Optyczne systemy fotografowania przepływu na dużych prędkościach.

Na ogół pomimo wżej podanych braków można polecić tę książkę tym, którzy chcieliby zapoznać się szybko i wyrobić sobie pogląd na zagadnienia ściśliwości, które nabierają obecnie w lotnictwie coraz większego znaczenia.

W. F.

OD REDAKCJI

Początek jest zawsze trudny, a pionierstwo nie wyklucza błędów i niedociągnięć. Dlatego też mogą się zdarzyć w pierwszych zeszytach „Techniki Lotniczej" pewne usterki techniczne odnośnie wykorzystania czy zestawienia nadesłanego materiału.

W oczekiwaniu pomocy moralnej zainteresowanych czasopism technicznych, a zwłaszcza lotniczych, spodziewaliśmy się, rzeczowej, poważnej krytyki. Taką krytykę przyjmiemy z wdzięcznością jako wyraz troski o los „Techniki Lotniczej", jako pomoc, która pozwoli zlikwidować nasze możliwe braki. Podejmiemy też chętnie dyskusję rzeczową, która podniesie poziom czasopisma i pozwoli na rozwiązanie zagadnień nurtujących rzesze naszych czytelników.

Natomiast zdecydowanie odrzucamy polemikę z uwagami podyktowanymi złośliwością, nierzeczowe, które cechuje ignorancja szeregu podstawowych zagadnień.

Tak „Technika Lotnicza" kwalifikuje „recenzję" „Skrzydlatej Polski" Nr 12, 1948 r.

WYDAJE: INSTYTUT WYDAWNICZY SIMP. Redaguje KOLEGIUM REDAKCYJNE ZPIL

Skład Kolegium: Przewodniczący — Inż. Wł. Fiszdon. Członkowie: inż. Br. Bochenek, dr inż. Z. Brzoska, płk. inż. H. Krajewski, inż. Fr. Janik, dr inż. Fr. Misztal, inż. R. Romicki, inż. J. Paczoski (Redaktor Techn.).

Cena pojedyńczego zeszytu: 1948 r. — 120 zł, 1949 r. — 200 zł. Konto PKO-I-8100. Prenumerata za r. 1948 — 300 zł, półroczna w 1949 — 300 zł, roczna w 1949 — 600 zł.

Adres Redakcji: Warszawa, ul. 6 Sierpnia 24. Adres Administracji: Warszawa, ul. Mickiewicza 18.

Druk. „AUTOMA" Warszawa, Wileńska 7. B-66232.